

К. А. ГИЛЬЗИН

# ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОРАБЛИ

ИЗДАНИЕ ВТОРОЕ,  
ПЕРЕРАБОТАННОЕ И ДОПОЛНЕННОЕ



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ  
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ  
МОСКВА 1970

Я  
—  
—  
е  
—  
м  
о  
и,  
—  
м  
—  
с  
и  
о  
о  
и  
х  
с  
о  
я  
а  
о  
с  
ь  
й  
о  
—  
и  
з

В книге в научно-популярной форме рассказывается об электрических ракетных двигателях, представляющих собой двигатели нового типа для космических летательных аппаратов. Рассчитана на широкий круг читателей со средним образованием. Может быть использована преподавателями физики в средних школах и лекториях. Первое издание книги было удостоено второй премии на Всесоюзном конкурсе на лучшую научно-популярную книгу.

Гильзин Карл Александрович

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОРАБЛИ

М., 1970 г., 432 стр. с илл.

Редактор Г. С. Куликов.  
Техн. редактор С. Я. Шкляр.  
Корректор Н. Д. Дорохова.

Сдано в набор 23/VII 1969 г. Подписано  
к печати 13/III 1970 г. Бумага 84×108<sup>1</sup>/<sub>32</sub>.  
Физ. печ. л. 13,5. Условн. печ. л. 22,68.  
Уч.-изд. л. 23,12. Тираж 24 500 экз.  
Т-00232. Цена книги 99 коп. Заказ № 675

Ордена Трудового Красного Знамени  
Ленинградская типография № 1 «Печатный  
Двор» им. А. М. Горького Главполиграф-  
прома Комитета по печати при Совете Ми-  
нистров СССР, г. Ленинград, Гатчин-  
ская ул., 26.

2—6—5

120—70

Человечество вступило в космическую эру своей истории. Кажется, совсем недавно взлетел в небо первый искусственный спутник Земли, которым советские ученые начали штурм космоса — это было 4 октября 1957 г., — а сколько замечательных побед уже одержано в этом штурме! Поистине, не успеешь осмыслить значение одного сенсационного успеха космонавтики и ракетной техники, как на смену ему приходит другой.

Вслед за спутниками Земли — искусственными лунами, появились и иные, впервые созданные человеком искусственные небесные тела — искусственные кометы, искусственные астероиды, искусственные метеоры. Эти искусственные «братья и сестры» природных лун, комет и планет похожи на них, конечно, только законами своего движения. Они несоизмеримо меньше их по размерам, но зато устроены несравненно «хитрее». Множество различных приборов, радиопередатчики, солнечные электростанции, сложные системы создаваемых учеными небесных тел использованы для того, чтобы раскрывать тайны космоса, недавно еще находившиеся за семью печатями.

А затем могущество человеческого гения позволило решить задачи, оказавшиеся и вовсе непосильными для природы. Впервые небесное тело возвратилось из космоса на Землю — советский космический корабль-спутник совершил посадку на земную поверхность. Впервые небесное тело стартовало с одной планеты, чтобы перелететь на другую — советский «лунник» перебросил космический мост с Земли на Луну. Впервые человек увидел обратную сторону Луны, казалось, навсегда скрытую от людей — на газетных полосах замелькали фотографии этой стороны Луны, посланные с борта станции «Луна-3», а затем и

других автоматических лунных станций. Впервые Луна обзавелась своим собственным спутником; такого «спутника спутника» природа не удосужилась создать — это сделал советский человек, заставив кружиться вокруг Луны автоматическую станцию «Луна-10», а потом и другие такие станции. Впервые небесное тело мягко и плавно опустилось из космоса на поверхность Луны — это совершила посадку советская автоматическая лунная станция «Луна-9», а потом и другие такие станции. Впервые в туманном небе Венеры появился медленно опускающийся парашют, осторожно несущий гостью Земли — это была советская автоматическая межпланетная станция «Венера-4», а потом и другие «Венеры». Впервые в космосе появился его будущий полновластный хозяин — человек, советский космонавт Юрий Гагарин! Впервые люди высадились на поверхность Луны.

Все усложняются задачи, которые ставит перед собой наука. Все «хитроумнее» становится устройство новых «обитателей» космоса, засылаемых туда учеными, и все внушительнее научные итоги осуществляемых фундаментальных исследований космоса. Космонавтика стремительно идет вперед.

Немало тайн уже вырвала наука у космоса за эти первые годы, немало сделала она неожиданных открытий. И все же, конечно, как ни велико значение уже совершенного, история завоевания человеком космоса еще только начинается. Нет сомнений, что с каждым годом штурм космоса будет идти все стремительнее, все более поразительными будут результаты этого штурма. Будут раскрываться все новые и новые тайны природы, и все меньше будет оставаться «белых пятен» во Вселенной!

Невозможное сегодня станет возможным завтра. Пройдут годы, и посланцы Земли на своих космических кораблях станут посещать многие «уголки» Солнечной системы.

Однако эти межпланетные корабли не будут, вероятно, иметь привычного облика современных космических ракет. Они будут совсем иначе устроены, снабжены принципиально иными двигателями, будут иметь совершенно иные внешние формы, совершать свой полет в космосе по траекториям, коренным образом отличным от изученных в настоящее время.

Некоторые особенности этих межпланетных лайнеров будущего видел еще основатель космонавтики Константин

Эдуардович Циолковский, другие он, естественно, не мог предвидеть. Они основаны на новых достижениях быстро развивающейся космонавтики.

В этой книге мы попытаемся заглянуть в завтрашний день космонавтики и в ее еще более отдаленное будущее, как его представляет себе современная наука. Книга посвящена новым типам космических кораблей, их будущим «поколениям». Главным образом это касается электрических кораблей, т. е. снабженных электрическими двигателями системами. Хотя такие корабли пока еще не существуют, можно думать, что будущее космонавтики в большой степени связано именно с ними.

Конечно, даже после того как эти новые межпланетные корабли получат широкое распространение, они не заменят собой полностью уже освоенные, хорошо известные обычные космические ракеты, ракеты Циолковского, а будут, скорее, плодотворно «сотрудничать» с ними.

Однако именно они, эти новые корабли, будут определять специфический облик космонавтики будущего.

Понятно, что всякий взгляд в будущее науки, каким бы обоснованным он ни казался, всегда связан с почти неизбежными неточностями и ошибками. Так быстро в наши дни развивается наука, что любая книга о ее будущем стареет «на кончике пера» автора. В особенности это касается, естественно, космонавтики, жадно впитывающей открытия и достижения многих и многих отраслей науки и техники.

Истинные космические корабли будущего во многом будут не похожи на описываемые здесь в книге. И все же общие принципы этих кораблей современная наука представляет себе, вероятно, достаточно правильно. Вот почему главное в этой книге — именно указанные принципы, а никак не различные конкретные проекты кораблей, которые заимствованы из зарубежной печати и приведены здесь лишь с целью иллюстрации общих направлений, по которым может развиваться космонавтика.

Когда автор пять лет назад работал над первым изданием этой книги, электрические ракетные двигатели находились на заре своего развития, у них, по существу, еще не было истории. Прошедшие с тех пор годы были насыщены напряженной исследовательской и опытно-конструкторской работой над этими двигателями, которая велась в ряде стран. Накоплены уже немалые знания сложных

## МОГУЧЕЕ СЕМЕЙСТВО

процессов в двигателях, построены десятки экспериментальных образцов, проведены их длительные разносторонние испытания. Первые двигатели уже испытаны и в реальных условиях космического полета, причем и здесь снова приоритет принадлежит советской науке.

Пожалуй, достигнутые успехи не так велики, как, может быть, ожидалось и хотелось. Уж очень значительны трудности, с которыми встречаются ученые и инженеры, идя по этому новому, непроторенному пути. Трудности принципиальные, связанные с организацией необычного рабочего процесса электрических ракетных двигателей. Трудности конструктивные, вызванные, в частности, особенно жесткими требованиями к надежности двигателей, к используемым конструкционным материалам. Трудности экспериментальные, определяемые спецификой лабораторного эксперимента, который лишь отчасти может имитировать истинные условия работы двигателя в космосе.

И все же успехи несомненны и очень существенны. Весь полученный опыт свидетельствует о жизнеспособности идеи электрического ракетного двигателя, о большой перспективности двигателей этого типа. Можно думать, что к тому моменту, когда электрические ракетные двигатели окажутся абсолютно необходимыми космонавтике, когда без них она не сможет успешно двигаться вперед, такие двигатели окажутся в распоряжении ученых, какие бы трудности ни пришлось для этого преодолеть.

Будущее космонавтики теперь тесно переплетается с будущим всей науки, с судьбами человечества. Если автору удалось хоть несколько приподнять завесу над этим будущим, его цель достигнута.

*Автор*

Принцип реактивного движения был научно сформулирован только в 17-м веке Ньютоном, однако практически он использовался людьми за многие сотни лет до этого. Разнообразные пороховые ракеты — увеселительные, или фейерверочные, сигнальные, зажигательные, боевые и другие широко применялись в древнем Китае, на Руси, в Индии и других странах. История ракет сложна и противоречива: за периодами расцвета следовали периоды почти полного забвения. И вот, наконец, на наших глазах начался столь стремительный и бурный расцвет реактивной техники, что именно ее достижения в большой мере характеризуют ныне научно-технический прогресс человечества.

Конечно, старинные пороховые ракеты столь же мало напоминают современные мощные реактивные двигатели различных типов, как древнее водяное колесо — турбины Братской ГЭС или первые самолеты — гигантский лайнер ТУ-144. Но каким бы сложным, мощным и совершенным ни был любой современный реактивный двигатель, в его основе лежит все тот же, как и в самой первой ракете, принцип прямой реакции, т. е. принцип создания движущей силы (или тяги) в виде реакции (отдачи) струи вытекающего из двигателя «рабочего вещества», обычно — раскаленных газов.

Однако этот могучий общий ствол, принцип прямой реакции, дал жизнь огромной кроне «генеалогического дерева» семьи реактивных двигателей. В этой кроне много ветвей — и мощных (это зарекомендовавшие себя типы реактивных двигателей, уже нашедшие широкое применение), и потоньше (двигатели, только выходящие на арену практического использования), и совсем тоненьких



(разного рода экспериментальные двигатели, еще не вышедшие из стадии научных исследований). Но есть и вовсе ничтожные побегі, пока почти не заметные на этом могучем древе-исполине. По их виду никак не скажешь, что в будущем они станут спорить с самыми большими из существующих ветвей. Между тем это именно так — за некоторыми из этих побегов, представляющих собой двигатели новых, еще не применяющихся, а иной раз и вовсе не существующих типов, большое будущее. Так говорит наука.

Ниже мы подробно познакомимся с некоторыми из этих перспективных двигателей, прежде всего с теми, которые станут сердцем межпланетных кораблей будущего. Ведь им-то в основном и посвящена книга.

Но в этой, начальной главе будут рассмотрены уже известные и зарекомендовавшие себя двигатели. Это позволит нам затем оценить достоинства, недостатки, возможности и ограничения таких двигателей. Вместе с тем будет облегчен и переход к рассмотрению двигателей новых типов, в которых целесообразно, естественно, сохранить все наиболее ценные и прогрессивные особенности двигателей, уже проверенных в эксплуатации. Не исключена, конечно, и возможность различных сочетаний в будущем двигателей новых и старых типов.

Однако ознакомление с существующими типами реактивных двигателей важно для нас не только поэтому. Оно позволяет установить одно чрезвычайно важное для нас обстоятельство, именно — все эти двигатели являются двигателями *тепловыми*.

Что это значит?

В теплотехнике тепловыми двигателями называют такие, в которых механическая работа совершается за счет тепловой энергии, выделяющейся при сгорании в двигателе какого-либо топлива. К таким двигателям относятся поршневые двигатели самолетов и автомобилей, дизели судов и тепловозов, паровые машины, паровые и газовые турбины электростанций и многие другие.

Во всех этих двигателях нетрудно заметить два характерных процесса преобразования энергии. Сначала химическая энергия топлива преобразуется в тепловую энергию продуктов сгорания, а затем эта тепловая энергия используется для совершения механической работы. Вообще говоря, тепловая энергия может быть получена и

другим путем, не в результате сгорания топлива, а, например, так, как это происходит в солнечных котлах или в геотермических установках. В частности, строящаяся в Армении под Ереваном мощная солнечная гелиостанция представляет собой пример теплового двигателя, в котором не происходит сгорания топлива. Другим примером может служить электростанция на подземном тепле, сооружаемая на Камчатке. Поэтому тепловые двигатели, в которых используется химическая энергия топлива, являются лишь одной, правда, пока основной группой более широкого класса тепловых двигателей, характеризующихся тем, что в них тепло преобразуется в работу. Пожалуй, правильнее было бы называть двигатели этой группы «химическими тепловыми» (в литературе их обычно называют «термохимическими», хотя точнее был бы термин «хемотермические») или просто «химическими»<sup>1)</sup>.

Вот такого рода двигателями и являются все известные и применяющиеся реактивные двигатели. Чтобы убедиться в этом, давайте заберемся мысленно внутрь какого-либо реактивного двигателя с тем, чтобы повнимательнее познакомиться с происходящими в нем физико-химическими процессами, составляющими рабочий цикл двигателя.

Начнем сразу с камеры сгорания двигателя, в котором тем или иным способом, зависящим от типа двигателя и рода топлива, уже создана горячая смесь. Это может быть, например, смесь воздуха с керосином, как в турбореактивном двигателе современного реактивного самолета, или же смесь жидкого кислорода со спиртом, как в некоторых жидкостных ракетных двигателях, или, наконец, какое-нибудь твердое топливо пороховых ракет.

<sup>1)</sup> Следует иметь в виду, однако, что возможны и такие химические двигатели, в которых химическая энергия топлива непосредственно переходит в механическую работу, т. е. двигатели не тепловые (их называют иногда хемомеханическими или хемодинамическими). Прообразом подобного двигателя является мышца живого организма, представляющая собой высокоэффективное двигательное устройство (его к. п. д. приближается к 100%!) и именно поэтому привлекающая в последнее время большое внимание ученых-энергетиков. Вероятно, вскоре будут созданы двигатели, использующие этот принцип. Первые модели таких двигателей, конечно, примитивные, уже созданы в ряде стран. В частности, подобная модель привлекала большое внимание посетителей Всемирной выставки в Брюсселе в 1958 г.

Горючая смесь может сгорать, т. е. вступать в химическую реакцию с бурным выделением энергии в виде тепла. Способность выделять энергию при химической реакции и есть потенциальная химическая энергия молекул смеси.

В чем же состоит природа химической энергии, где она заключена, как выделяется? Эти вопросы не могут не возникнуть перед нами, раз мы собрались подетальнее изучить основные процессы в двигателе. Их рассмотрение пригодится нам и для дальнейшего.

Химическая энергия молекул связана с особенностями их строения, точнее, строения их электронных оболочек, т. е. того электронного облака, которое окружает ядра атомов, составляющих молекулу. В результате химической реакции, при которой одни молекулы разрушаются, а другие возникают, происходит, естественно, перестройка электронных оболочек. В этой перестройке — источник выделяющейся химической энергии.

Впрочем, далеко не во всех, конечно, случаях химическая реакция связана с выделением энергии. Иногда энергия поглощается. Очевидно, что топливами для реактивных двигателей могут служить лишь такие вещества, которые при химической реакции в двигателе (сгорании) выделяют достаточно много тепла, а также образуют при этом большое количество газов.

Но в каких же случаях энергия при реакции выделяется, а в каких, наоборот, затрачивается? Секрет здесь в характере указанной выше перестройки электронных оболочек реагирующих молекул. Рассмотрим эти процессы в самом упрощенном виде.

Электроны обращаются вокруг атомного ядра на своих орбитах с колоссальной скоростью, образуя как бы электронное облако, окружающее ядро. Но ведь известно, что такое движение материальных частиц, в том числе, конечно, и электронов, вызывается центробежной силой. Величина этой силы пропорциональна квадрату скорости движения и обратно пропорциональна расстоянию до центра вращения. Таким образом, центробежная сила, удерживающая частицу на ее орбите, тем больше, чем больше скорость движения частиц вокруг центра вращения и чем меньше ее расстояние от этого центра. Так как электроны движутся вокруг ядра с огром-

ной скоростью, близкой к скорости света<sup>1)</sup>, а их расстояние до ядра ничтожно мало (порядка долей ангстрема), то такое движение может вызываться только очень большой центробежной силой по сравнению с их собственным весом.

Эта сила не позволяет электронам умчаться от ядра, сорваться с электронных оболочек. Вот так же не уносятся в мировое пространство и искусственные спутники Земли — в обоих случаях существует, очевидно, центробежная сила, сила притяжения, удерживающая спутники и электроны на их орбитах. Как спутники, так и электроны непрерывно падают под действием этой силы к центру своего вращения: спутники — к Земле, электроны — к атомному ядру. Падают, но упасть не могут, так как, двигаясь с огромной скоростью вокруг центра вращения, непрерывно удаляются от него, как раз на столько же, на сколько приближаются к нему в процессе своего непрерывного, бесконечного падения. Именно поэтому орбиты движения оказываются круговыми или близкими к ним.

В случае искусственных спутников Земли эта сила есть сила гравитации или всемирного тяготения, в случае электронов — сила электрического притяжения. Из элементарного курса физики известно, что разноименные электрические заряды, т. е. положительный и отрицательный, притягиваются друг к другу, тогда как одноименные, например, положительный с положительным или отрицательный с отрицательным, отталкиваются. Эта так называемая кулонова сила электрического взаимодействия (она называется также электростатической) тем больше, чем больше величина зарядов и чем меньше расстояние между ними. Она-то и удерживает электроны на их орбитах вокруг ядра, так как ядро атома, как известно, заряжено положительно, а электроны являются элементарными «частицами» отрицательного электричества<sup>2)</sup>.

Поскольку в обоих наших примерах — со спутником Земли и электроном атома — силы притяжения, хотя и разные по своей природе, удерживают систему (такой

<sup>1)</sup> По Бору, орбитальная скорость электрона в атоме водорода равна примерно  $2,2 \cdot 10^8$  см/сек.

<sup>2)</sup> Как велика эта сила, можно судить по тому, что для всех атомов в одном грамме водорода она равна в сумме почти двум миллионам тонн!

системой является Земля и спутник или ядро и электрон) в виде единого целого, связывают между собой части системы, то с полным правом эти силы можно называть *силами связи*, как это обычно и делается.

Но продолжим далее нашу, хотя и условную, аналогию между искусственным спутником Земли и электроном на их орбитах. Эта аналогия поможет нам добраться, наконец, до ответа на вопрос о природе химической энергии. При этом нужно иметь в виду, что в мире атомов и молекул, как вообще в микромире, действуют свои особые законы и представления, не похожие на обычные. Поэтому, строго говоря, никакой аналогии между атомом или молекулой и Солнечной системой не существует. Если мы пользуемся здесь, как это делается и во многих других случаях, давно отвергнутой планетарной моделью атома, то только для того, чтобы все же попытаться использовать наглядные представления макромира. Как и в данном случае, это часто дает в общем достаточно верные качественные представления и о явлениях микромира.

Хорошо известно, что для того, чтобы запустить искусственный спутник на его орбиту вокруг Земли, требуется затратить большую работу. Эта работа связана с разгоном спутника до той большой скорости, которой он должен обладать в своем движении по орбите — порядка восьми километров в секунду, и с преодолением силы земного тяготения при подъеме спутника на высоту его орбиты. Но пусть спутник уже находится на орбите и мы теперь хотим перевести его на новую орбиту, расположенную выше первой. Для этого нам снова нужно затратить работу по преодолению силы земного тяготения — запустить спутник на большую высоту труднее. Очевидно, что работа, которую нам пришлось затратить при переводе спутника на более высоко расположенную орбиту, т. е. на преодоление сил связи (в этом случае — сил тяготения), не могла исчезнуть, пропасть вовсе; это противоречило бы закону сохранения энергии. Куда же она девалась? Эта работа пошла на увеличение потенциальной энергии спутника в поле земного тяготения (конечно, при этом нужно учитывать и изменение кинетической энергии спутника). Если бы мы возвратили спутник на исходную орбиту, то его потенциальная энергия снова уменьшилась бы до начального значения, а затраченная ранее энергия выделилась так, что нам пришлось бы отвести, отнять у

спутника этот выделившийся избыток энергии. Так это и происходит со спутниками — их постепенное снижение связано с расходом первоначальной потенциальной энергии на преодоление воздушного сопротивления<sup>1)</sup>.

Как мы видим, совершение работы против сил связи (т. е. против силы тяготения в данном случае, поскольку происходит подъем спутника на большую высоту) увеличивает потенциальную энергию системы Земля — спутник. Очевидно, что эта энергия становится максимальной в том случае, когда спутник (или любое другое тело) удаляется в бесконечность, т. е. практически на очень большое расстояние от Земли. Для этого нужно сообщить телу так называемую *вторую космическую скорость*, равную 11,2 км/сек, — эта задача была впервые в мире решена при запуске советской космической ракеты 2 января 1959 г.

Если же тело возвращается из бесконечности, т. е. падает с очень большого расстояния на Землю, то затраченная ранее энергия снова выделяется, ибо теперь работа уже не совершается против сил связи, наоборот, они сами совершают работу.

Величину энергии, которую нужно затратить, чтобы ранее связанную систему превратить в разрозненную, преодолев при этом противодействие сил связи, в науке принято называть *энергией связи*. Очевидно, что для системы, состоящей из Земли и находящегося на ее поверхности тела, энергия связи будет равна кинетической энергии тела, которому сообщена вторая космическая скорость.

Когда спутник выводится на новую, более высоко расположенную орбиту, то, очевидно, его энергия связи уменьшается, так как теперь легче удалить спутник на бесконечно большое расстояние от Земли, т. е. легче превратить ранее связанную систему в разрозненную.

Но и в случае атомного ядра с его электронной оболочкой можно проследить аналогичные по характеру процессы. Перевод любого электрона на новую орбиту, более удаленную от ядра атома (или так называемое возбуждение атома, перевод его в возбужденное состояние), очевидно, так же уменьшает энергию связи атома, как это происходило и со спутником в нашем примере. Полное же удаление электрона (т. е. отрыв его от атома) аналогично упомянутому выше случаю полета советской космической

<sup>1)</sup> И с увеличением кинетической энергии.

ракеты. Соответствующая максимальная энергия связи атом — электрон носит название энергии ионизации атома (или, соответственно, молекулы), так как при потере электрона атом превращается в ион — уже не нейтральную, а электрически заряженную частицу.

Наоборот, если электрон переходит с орбиты, более отдаленной от атомного ядра, на менее отдаленную, то соответствующая энергия связи снова выделяется, чаще всего в виде кванта излучения. Вот эта-то энергия связи и является химической энергией<sup>1)</sup>, как энергия связи искусственного спутника с Землей является энергией гравитационной. Значит, когда электроны приближаются к ядру («снижение спутника»), химическая энергия (в случае со спутником — гравитационная энергия) выделяется, в противоположном случае — затрачивается, поглощается.

Теперь легко понять, при каких химических реакциях происходит выделение химической энергии, а при каких — ее поглощение. Если расстояние электронов от атомных ядер в новых молекулах, образовавшихся после реакции, меньше, чем до нее, то избыток энергии связи электронов выделится в виде химической энергии. В противоположном случае реакция будет идти с поглощением энергии.

Следовательно, чтобы реакция приводила к выделению, освобождению химической энергии, необходимо, чтобы вновь образованные молекулы были более связаны, или, как говорят, плотнее «упакованы», более «компактны», чем исходные<sup>2)</sup>.

Однако возвратимся к камере сгорания реактивного двигателя, заполненной горючей смесью. Пока сгорание не началось, смесь обладает большим запасом потенциальной химической энергии. Но вот пламя охватило смесь, еще мгновение — и химическая реакция закончена. Теперь уже вместо молекул горючей смеси камеру заполняют молекулы продуктов горения, более плотно «упакованные». Избыток энергии связи, представляющей собой химическую энергию прошедшей реакции сгорания, выделился. Обладающие этой избыточной энергией молекулы

<sup>1)</sup> Следует еще раз подчеркнуть приближенный, условный характер нашей аналогии. Природа химической связи неизмеримо сложнее, чем природа гравитационной связи спутника с Землей.

<sup>2)</sup> Как указывалось выше, это только грубая качественная модель явления. Определение величины химической энергии требует учета кинетической энергии электронов, их волновых свойств и т. п.

почти мгновенно передали ее другим молекулам и атомам в результате частых столкновений с ними. Все молекулы и атомы в камере сгорания стали беспорядочно, хаотично двигаться со значительно более высокой скоростью, температура газов возросла. Так произошел переход потенциальной химической энергии топлива в тепловую энергию продуктов его сгорания.

Подобный переход осуществляется и во всех других тепловых двигателях, но реактивные двигатели принципиально отличаются от них в отношении дальнейшей судьбы раскаленных продуктов сгорания.

После того как в тепловом двигателе образовались горячие газы, заключающие в себе большую тепловую энергию, эта энергия должна быть преобразована в механическую. Ведь двигатели для того и служат, чтобы совершать механическую работу, что-то «двигать», приводить в действие, все равно, будь то динамомашинка на электростанции, тепловоз, автомобиль или самолет.

Как же происходит этот переход тепловой энергии в механическую? Вот с ним-то и связана принципиальная особенность реактивных двигателей.

Чтобы тепловая энергия газов перешла в механическую, их объем должен возрасти. При таком расширении газы и совершают работу, на которую затрачивается их внутренняя, тепловая энергия.

В случае поршневого двигателя расширяющиеся газы давят на поршень, движущийся внутри цилиндра, поршень толкает шатун, а тот уже вращает коленчатый вал двигателя. Вал связывается с ротором динамомашинки, ведущими осями тепловоза или автомобиля или же воздушным винтом самолета — двигатель совершает полезную работу. В паровой или газовой турбине газы, расширяясь, заставляют вращаться связанное с валом турбинное колесо — здесь отпадает нужда в передаточном кривошипно-шатунном механизме, в чем заключается одно из больших преимуществ турбины.

Расширяются газы, конечно, и в реактивном двигателе, ведь без этого они не совершают работы. Но работа расширения в этом случае не затрачивается на вращение вала, связанного с приводным механизмом, как в других тепловых двигателях. Назначение реактивного двигателя иное — создавать реактивную тягу, а для этого необходимо, чтобы из двигателя вытекала наружу с большой

скоростью струя газов — продуктов сгорания: сила реакции этой струи и есть тяга двигателя. Следовательно, работа расширения газообразных продуктов сгорания топлива в двигателе должна быть затрачена на разгон самих же газов. Это значит, что тепловая энергия газов в реактивном двигателе должна быть преобразована в их кинетическую энергию — беспорядочное, хаотическое тепловое движение молекул должно заместиться организованным их течением в одном, общем для всех направлении.

Для этой цели служит одна из важнейших частей двигателя, так называемое *реактивное сопло*. К какому бы типу ни принадлежал тот или иной реактивный двигатель, он обязательно снабжен соплом, через которое из двигателя наружу с огромной скоростью вытекают раскаленные газы — продукты сгорания топлива в двигателе. В одних двигателях газы попадают в сопло сразу же после камеры сгорания, например, в ракетных или прямоточных. В других, турбореактивных, — газы сначала проходят через турбину, которой отдают часть своей тепловой энергии. Она расходуется в этом случае для приведения в движение компрессора, служащего для сжатия воздуха перед камерой сгорания. Но, так или иначе, сопло является последней частью двигателя — через него текут газы перед тем, как покинуть двигатель.

Реактивное сопло может иметь различные формы, и, тем более, разную конструкцию в зависимости от типа двигателя. Главное заключается в той скорости, с которой газы вытекают из двигателя. Если эта скорость истечения не превосходит скорости, с которой в вытекающих газах распространяются звуковые волны, то сопло представляет собой простой цилиндрический или суживающийся отрезок трубы. Если же скорость истечения должна превосходить скорость звука, то соплу придается форма расширяющейся трубы или же сначала суживающейся, а затем расширяющейся (сопло Лавала). Только в трубе такой формы, как показывает теория и опыт, можно разогнать газ до сверхзвуковых скоростей, перешагнуть через «звуковой барьер».

Так мы установили, что любой «химический» реактивный двигатель должен иметь по крайней мере две составные части (рис. 1). Одна из них — камера сгорания или, в более общем случае, химический реактор; в нем происходит освобождение химической энергии топлива и

ее преобразование в тепловую энергию газов. Другая составная часть — реактивное сопло, в котором тепловая энергия газов переходит в их кинетическую энергию; из сопла газы вытекают наружу с большой скоростью, создавая реактивную тягу.

В одних двигателях, как мы увидим ниже, имеются, по существу, только эти две основные части, в других — также и иные важнейшие части, без которых невозможна работа двигателя. Но во всех случаях «химические» реактивные двигатели представляют собой устройства для преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию вытекающих из двигателя газов, т. е. машины для «выработки» струи газов огромной скорости.

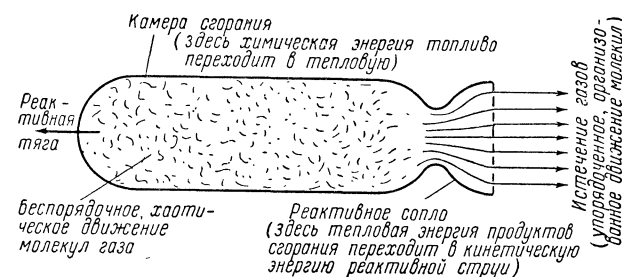


Рис. 1. «Химический» реактивный двигатель — тепловая машина.

Вернемся, однако, к «генеалогическому дереву» химических реактивных двигателей, чтобы познакомиться с основными ветвями его кроны, венчающей «ствол» прямой реакции (рис. 2). Вскоре, как можно видеть по рисунку, этот ствол делится на две части, как бы расщепленный ударом молнии. Оба новых ствола одинаково украшены могучими кронами. Это деление произошло потому, что все «химические» реактивные двигатели делятся на два класса в зависимости от того, используют они для своей работы окружающий воздух или нет.

Один из вновь образованных стволов — это класс воздушно-реактивных двигателей. Как показывает само название, они не могут работать вне атмосферы. Вот почему эти двигатели — основа современной реактивной авиации, как пилотируемой, так и беспилотной. Воздушно-реактивные двигатели используют атмосферный кислород для

сгорания топлива, без него реакция сгорания в двигателе не пойдет.

Мы хорошо знаем наиболее широко применяющиеся в настоящее время воздушно-реактивные двигатели. Ну,

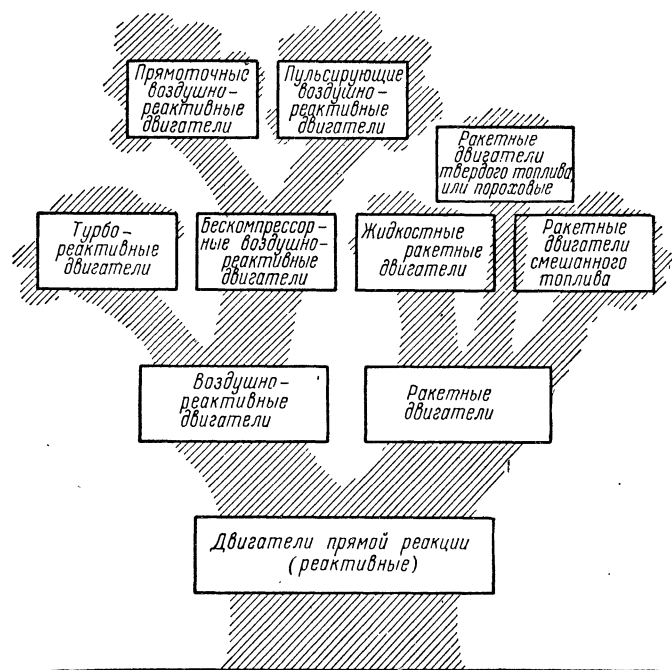


Рис. 2. Могучее семейство («химические» реактивные двигатели).

конечно же, это турбореактивные двигатели, устанавливаемые почти на всех без исключения современных реактивных самолетах. Как все тепловые двигатели, использующие атмосферный воздух, они нуждаются в специальном устройстве для сжатия воздуха перед его подачей в камеру сгорания. Ведь если давление в камере сгорания не будет значительно превосходить атмосферное, то газы не станут вытекать из двигателя с большой скоростью — именно давление и выталкивает их наружу. Но при малой скорости истечения и тяга двигателя будет малой, а топлива двигатель будет расходовать много; такой двигатель

не найдет применения. В турбореактивном двигателе для сжатия воздуха служит компрессор, и конструкция двигателя во многом зависит от типа компрессора — существуют двигатели с осевым и центробежным компрессором, осевые компрессоры могут иметь меньшее или большее число ступеней, быть одно- или двухкаскадными и т. д. Для приведения во вращение компрессора турбореактивный двигатель имеет газовую турбину, о которой уже упоминалось выше и которая дала название двигателю. Из-за компрессора и турбины конструкция двигателя оказывается весьма сложной.

Значительно проще по конструкции бескомпрессорные воздушно-реактивные двигатели, в которых необходимое повышение давления в камере сгорания осуществляется иными способами.

В пульсирующем двигателе для этого служит обычно клапанная решетка, установленная на входе в двигатель; когда новая порция топливно-воздушной смеси заполняет камеру сгорания и в ней происходит вспышка, клапаны закрываются, изолируя камеру сгорания от входного отверстия двигателя. Вследствие этого давление в камере повышается и газы устремляются через реактивное сопло наружу, после чего весь процесс повторяется. В бескомпрессорном двигателе другого типа, прямоточном, нет даже и этой клапанной решетки и давление в камере сгорания повышается в результате скоростного напора, т. е. торможения встречного потока воздуха, поступающего в двигатель в полете. Понятно, что такой двигатель способен работать только тогда, когда летательный аппарат уже мчится с достаточно большой скоростью; на стоянке он тяги не разовьет. Но зато при весьма большой скорости, в 4—5 раз большей скорости звука, прямоточный двигатель развивает очень большую тягу и расходует меньше топлива, чем любой другой «химический» реактивный двигатель при этих условиях. Вот почему прямоточные двигатели, применение которых еще только начинается, имеют все основания стать ведущим типом двигателя в авиации завтрашнего дня, когда будут освоены необходимые для этого скорости полета.

Можно было бы рассказать о многих других интересных типах воздушно-реактивных двигателей, однако это вряд ли имеет смысл: эти двигатели не смогут быть установлены на межпланетных кораблях, которым посвящается книга.



В безвоздушном мировом пространстве такие двигатели — только обуза кораблю.

Правда, это никак не означает, что воздушно-реактивные двигатели вовсе не могут сослужить добрую службу космонавтике. Не исключено, что на первой ступени многоступенчатой космической ракеты будет целесообразно установить именно эти двигатели, например, комбинированные, представляющие собой сочетание турбореактивного с прямоточным.

Такие «гибриды», получившие название *турбопрямоточных двигателей*, уже разрабатываются. Впрочем, это только один пример из довольно большого числа «гибридных» двигателей различного типа. Вполне возможно, что использование воздушно-реактивных двигателей для взлета межпланетного корабля приведет к уменьшению его веса, т. е. окажется выгодным.

В особенности перспективным кажется применение воздушно-реактивных двигателей на космических летательных аппаратах, которые должны совершать неоднократные посадки при возвращении на Землю из космоса. К числу таких летательных аппаратов относятся так называемые воздушно-космические самолеты, а также спасаемые, повторно используемые ступени космических ракет-носителей. Пока они еще не существуют, но в будущем могут найти широкое применение.

Ниже мы узнаем и о других возможных способах использования воздушно-реактивных двигателей на службе космонавтики. Правда, это будут, как мы увидим, двигатели необычные, также пока еще не существующие. Но, само собой разумеется, основные двигатели межпланетных кораблей, предназначенные для работы в мировом пространстве, должны относиться ко второму классу реактивных двигателей, т. е. не нуждаться для своей работы в воздухе. Эти двигатели называются *ракетными*.

Этот второй ствол «генеалогического дерева» химических реактивных двигателей в свою очередь делится, как можно видеть на рисунке, на две, или даже, считая небольшой дополнительный отросток, на три части. Такое деление определяется характером топлива, на котором работает двигатель. Конечно, во всех случаях топливо ракетного двигателя должно заключать в себе все необходимое для сгорания, точнее, для того, чтобы в двигателе шла реакция с выделением химической энергии. Однако агре-

гатное состояние топлива может быть различным. В соответствии с этим и различаются *ракетные двигатели твердого топлива* (или *пороховые*, как их часто называют), *жидкостные ракетные двигатели* и *двигатели смешанного топлива* (иногда их называют *гибридными*). Правда, эти последние еще, по существу, не вышли из стадии эксперимента, хотя могут иметь большое будущее.

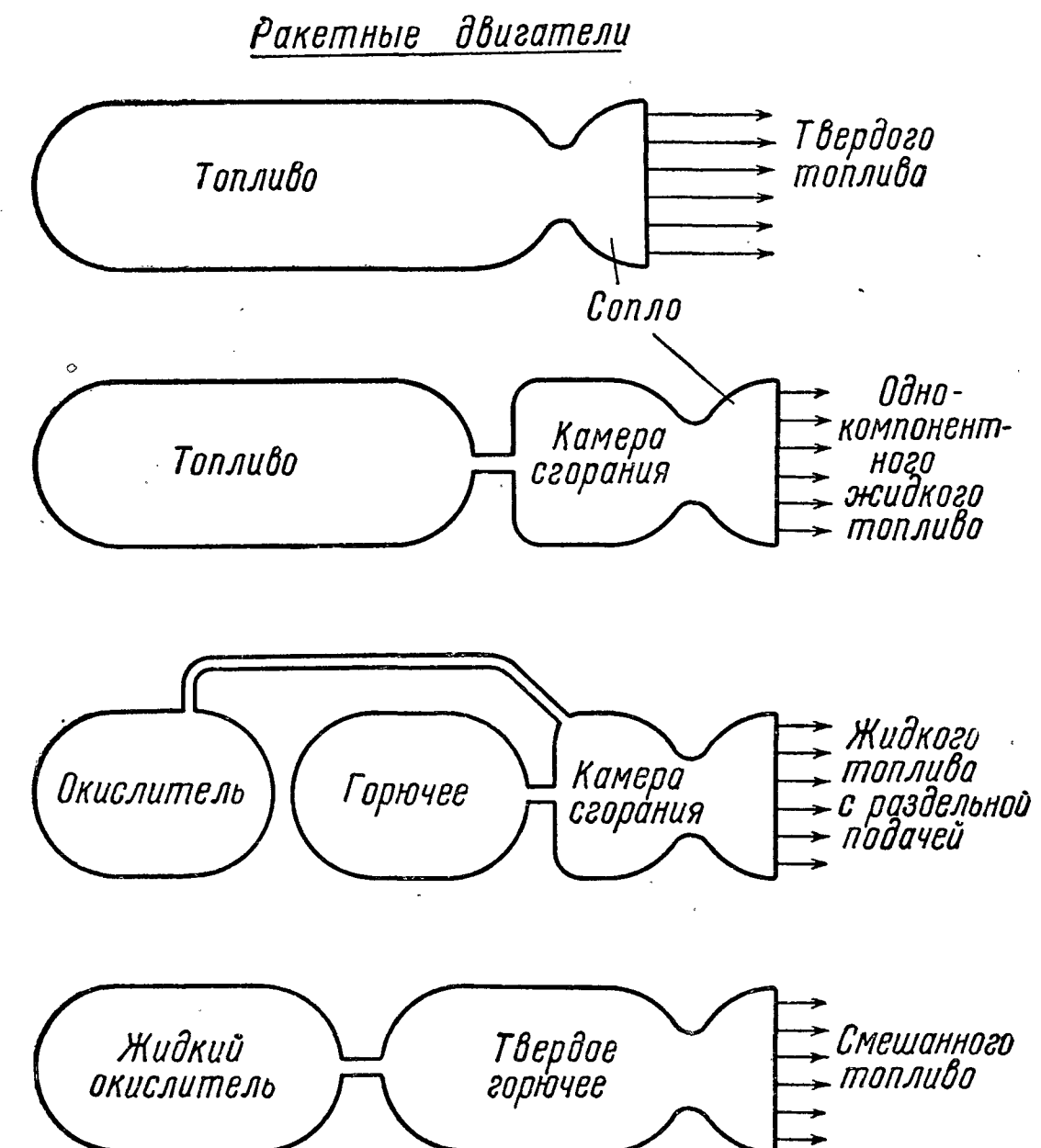


Рис. 3. Основные типы ракетных двигателей.

Двигатель твердого топлива является примером сочетания, о котором говорилось выше: он имеет одни лишь обязательные основные части любого реактивного двигателя — химический реактор и сопло (рис. 3). В реакторе, или камере сгорания, находится весь запас топлива, что естественным образом ограничивает продолжительность работы двигателя. Это — один из недостатков двигателя твердого топлива с точки зрения его использования в космонавтике. Имеет значение, правда, и то, что твердое топливо, как будет показано в следующей главе, несколько

уступает жидкому по величине удельной тяги, которую двигатель способен развить с его помощью. И все же простота порохового двигателя, его постоянная готовность к действию и некоторые другие достоинства стали в последнее время привлекать к нему все большее внимание космонавтики. Можно не сомневаться, что в будущем двигатели твердого топлива будут устанавливаться и на космических ракетах. Они уже использовались в США на ракетах, служивших для запуска искусственных спутников и других космических ракетах. Твердое ракетное топливо еще далеко не сказало своего последнего слова в ракетной технике вообще и космонавтике в частности.

Это же относится и к двигателям смешанного топлива. Подбор удачного сочетания твердого горючего и жидкого окислителя может дать большой эффект. Однако, как уже указывалось выше, подобные двигатели являются, в основном, пока только экспериментальными.

Но, конечно, основным «химическим» двигателем космонавтики является изобретенный Циолковским *жидкостный ракетный двигатель*. Именно этому двигателю больше всего обязана космонавтика своими первыми славными успехами.

В абсолютном большинстве случаев топливо жидкостных ракетных двигателей состоит из двух жидкостей, хранящихся в отдельных баках. Обе жидкости встречаются друг с другом только в камере сгорания двигателя, где происходит химическая реакция их взаимодействия. Одна из этих жидкостей или один из компонентов топлива — окислитель, другая — горючее.

Подача обоих компонентов топлива в камеру сгорания может происходить с помощью какого-либо сжатого газа, вытесняющего жидкости из баков. Однако такая вытеснительная система подачи топлива (ее иногда называют также газобаллонной) оказывается достаточно легкой лишь для двигателей сравнительно малой тяги. Как правило, для более мощных двигателей, подобных тем, которые должны быть установлены на космических кораблях, топливо должно подаваться специальными насосами. Для привода их в действие обычно служит особая газовая турбина, работающая на горячих продуктах реакции основного или какого-либо другого ракетного топлива. Подобная турбонасосная система подачи топлива

и применяется обычно на космических ракетах, по крайней мере на их первых ступенях.

Чтобы закончить хотя бы краткое описание «генеалогического дерева» семьи «химических» реактивных двигателей, следовало бы упомянуть еще об одном или даже двух двигателях. Это тоже «гибриды», но на этот раз не внутри-, а так сказать, межвидовые, ибо они роднят между собой оба основных класса реактивных двигателей.

Один из этих «гибридных» двигателей — турборакетный, другой — ракетнопрямоточный. Сами эти названия показывают, как получаются такие гибриды. Турборакетный двигатель это, очевидно, гибрид турбореактивного и ракетного, а ракетнопрямоточный — гибрид ракетного и прямоточного двигателей.

В турборакетном двигателе есть все элементы обычного турбореактивного двигателя, но только вместо одного — два отдельных химических реактора. Одним из них служит обычная камера сгорания, другим — жидкостный ракетный двигатель. Газообразные продукты сгорания, вытекающие из этого последнего, расширяются сначала в турбине, приводящей, как обычно, во вращение компрессор, а затем вытекают наружу через реактивное сопло. Воздух, сжимаемый компрессором, поступает в обычную камеру сгорания турбореактивного двигателя, но оттуда вытекает наружу сразу через реактивное сопло, минуя турбину. Это позволяет значительно улучшить характеристики двигателя, в особенности на высоте. Может быть, именно такой двигатель будет установлен на первой ступени многоступенчатой межпланетной ракеты будущего?

А может быть, таким двигателем будет второй из упомянутых нами гибридов — ракетнопрямоточный? Этот двигатель представляет собой, по существу, жидкостный ракетный двигатель, «упрятанный» внутрь прямоточного. Оба двигателя могут работать одновременно или порознь, что значительно расширяет область возможного применения двигателя по сравнению с обеими его составляющими. В частности, такой двигатель в состоянии обеспечить и взлет летательного аппарата, что не под силу прямоточному двигателю. Зато потом, когда скорость полета становится достаточно большой, включается уже прямоточный двигатель, а ракетный, требующий значительно больше топлива, может быть выключен. При еще больших скоростях снова выгодно включить ракетный двигатель и оба



двигателя работают вместе; наконец, ракетный двигатель опять становится «солистом: при скоростях, более чем в 5—6 раз превышающих скорость звука и на очень больших высотах, более примерно 30 км, прямоточный двигатель работать обычно не может.

Не исключено, что на первой ступени космической ракеты окажется выгодным установить «гибридный» двигатель, представляющий собой сочетание обоих упомянутых. Это будет уже своеобразный «двойной гибрид», так что его можно назвать ракетно-турбопрямоточным. Такой двигатель можно представить себе в виде турборакетного, заключенного внутри прямоточного. Система клапанов, управляющих потоком воздуха и газов, позволит эксплуатировать этот двигатель в качестве турбореактивного либо прямоточного, либо, наконец, ракетного, либо же в любом возможном сочетании. Это должно обеспечить выбор наиболее выгоднейшего режима полета для каждого случая с соответствующей экономией топлива. Можно думать, что и такой комбинированный двигатель окажется подходящим для установки на первой ступени космической ракеты.

Космонавтика уже сумела добиться больших успехов с помощью существующих ракетных двигателей. На какие же достижения может она еще рассчитывать, используя «химические» реактивные двигатели?

Об этом пойдет речь в следующей главе.

## СИЛА И СЛАБОСТЬ ХИМИИ

Изобретенный Циолковским жидкостный ракетный двигатель достиг в последнее время высокой степени совершенства. Он во многих отношениях является рекордистом среди всех других термохимических реактивных двигателей. Ему принадлежат рекорды в отношении развиваемой тяги, скорости истечения газов, температуры сгорания, тепловой нагрузки (количества тепла, выделяющегося в единице объема камеры сгорания, и количества тепла, отводимого в стенки) и др. И конечно, за ним рекорды в отношении достигнутых скоростей и высот полета, как с человеком, так и без человека. Летчик на самолете с таким двигателем летал на высотах более 107 км и со скоростью примерно 7300 км/час, что в 6,7 раза превышает скорость звука — это достижение оставило позади рекорды всех других самолетов<sup>1)</sup>. Что же говорить

<sup>1)</sup> Нужно, правда иметь в виду, что эти рекорды были поставлены на экспериментальном самолете X-15 (США), который взлетал с земли не сам — его поднимал на большую высоту и разгонял до скорости около 1000 км/час другой, тяжелый реактивный самолет-носитель (B-52). Только в стратосфере подвешенный под носителем самолет X-15 отделялся, летчик включал его ракетный двигатель и начинал самостоятельный полет. Международная авиационная федерация, регистрирующая все авиационные и космические рекорды, установила, что до высоты 100 км полеты считаются авиационными, а выше — уже космическими. Зафиксированные ею рекорды самолета X-15, установленные в 1962 г., именно высота 95 936 м и скорость 6693 км/час (Missiles and Rockets, XI, 1962 и др.), уже находятся почти на грани авиации и космонавтики. Высота более 107 км достигнута в полете, совершенном в 1963 г. (Elinght, 16. I. 1964). Скорость полета 7300 км/час была достигнута самолетом X-15A-2 4 октября 1967 г. на высоте 30 км (Internavia Air Letter, 1967, № 6353, стр. 8; № 6373, стр. 4). Следует подчеркнуть, что зарегистрированные той же Федерацией абсолютные мировые рекорды высоты и

о космических летательных аппаратах! Ведь ракеты, доставившие искусственные спутники Земли на их орбиту, достигали скорости порядка 26 000 км/час и высоты в тысячи километров, а космические ракеты превысили вторую космическую скорость, равную, как известно, примерно 40 000 км/час, и удалились от Земли на расстояния в сотни миллионов километров!

Эти замечательные победы космонавтики и ракетной техники одержаны с помощью химии, можно сказать, почти в самом начале их плодотворного сотрудничества. Тем более неожиданными и даже странными выглядят на этом фоне свидетельства ученых, нужно признаться, весьма единодушные, о том, что достигнутые успехи не так уж далеки от предельно возможных и, в частности, что межпланетный полет человека с помощью одной лишь химии вряд ли будет когда-либо совершен.

На чем основан этот скепсис? Так ли обстоит дело в действительности?

Чтобы попытаться самим разобраться в этом вопросе, нужно прежде всего установить, какого рода требования предъявляет космонавтика к химии, а затем выяснить, как химия идет навстречу этим требованиям и каковы ее истинные предельные возможности в этом отношении.

Если нужно выразить одним словом то, чего ждет космонавтика от ракетной техники, то этим словом будет, конечно, скорость! Скорость, вот в чем, в конце концов, секрет любого успеха в борьбе за покорение космоса. Чем больше скорость, которая при прочих равных условиях может быть достигнута космической ракетой, тем все более сложные задачи могут быть ею решены. И совершение любого межпланетного полета в нынешнее время — это прежде всего проблема необходимой скорости. Была бы скорость, чтобы можно было сообщить ее необходимому полезному грузу, а остальное приложится, остальные задачи и проблемы, как они ни сложны, все же будут решены.

В космонавтике так и принято — оценивать трудность совершения любого межпланетного полета условной величиной необходимой для этой скорости. Вот, например, го-

скорости на самолете, совершающем самостоятельный полет, установлены в том же 1962 г. советским летчиком Г. К. Мосоловым и равны соответственно 34 714 м и 2678 км/час,

воят, что для полета обитаемого межпланетного корабля на Луну нужна скорость 30—35 км/сек (называются и меньшие значения; мы пользуемся приведенной здесь величиной лишь для целей иллюстрации). Это вовсе не значит, конечно, что при взлете с Земли корабль следует разогнать до этой скорости.

Указанная величина необходимой скорости подсчитывается приблизительно так (значения скоростей даны ниже примерно, округленные в сторону увеличения):

|  |             |
|--|-------------|
| при взлете с Земли скорость корабля составит примерно . . . . .  | 11,5 км/сек |
| при посадке на Луну придется погасить скорость . . . . .   | 2,5 »       |
| при взлете с Луны скорость корабля составит . . . . .  | 2,5 »       |
| при посадке на Землю придется погасить скорость . . . . .  | 11,5 »      |
| для компенсации потерь на преодоление сопротивления воздуха, гравитационных потерь, связанных с действием притяжения к Земле и Луне и др. нужно предусмотреть скорость . . . . . | 3 »         |
| на маневрирование, необходимые резервы, ошибки в пилотировании и др. нужно предусмотреть скорость . . . . .  | 3 »         |
| Итого . . . . .  | 34 км/сек   |

Следовательно, весь полет потребует скорости в 34 км/сек.

Как видно, эту условную скорость корабль никогда в действительности не приобретает и ею пользуются лишь для того, чтобы охарактеризовать трудность того или иного межпланетного полета. Ее обычно называют *характеристической*. Впрочем, не менее часто называют ее и *идеальной*, показывая этим самым, что хотя в действительности она и не достигается, но в некоторых особых, идеальных условиях ее все же можно было бы достичь.

Нетрудно сообразить, какие именно должны быть эти условия. Если представить себе, что корабль начинает свой разгон из положения покоя, находясь в таком условном пространстве, в котором нет атмосферы и отсутствуют поля тяготения, то в конце разгона, когда будет израсходовано все запасенное на корабле топливо, скорость корабля как раз станет равной идеальной, характеристической.

Это и не удивительно: ведь топливо на корабле было запасено именно из этого расчета. Кстати сказать, это условное пространство, которое Циолковский метко называл «свободным», существует в действительности. Его

будут пересекать межзвездные корабли будущего, поскольку такие корабли будут совершать полет вдали от звезд и других массивных небесных тел, где нет ни атмосферы, ни сильных гравитационных полей.

Какова же величина идеальной скорости для различных межпланетных полетов?

В приведенном выше примере полета на Луну эта скорость равнялась, как мы видели, примерно 35 км/сек. Даже допуская, что это значение завышено и что его можно уменьшить, используя, например, аэродинамическое торможение при возвращении корабля на Землю, все же минимальное возможное значение указанной скорости надо считать, вероятно, не меньшим 20—25 км/сек. Понятно, что для более сложных межпланетных полетов обитаемых кораблей величина идеальной скорости будет еще больше. Так, для полета на Марс она в лучшем случае превысит, вероятно, 30 км/сек, а на Венеру — 35 км/сек. Полеты к более далеким планетам — Меркурию и внешним планетам — потребуют еще значительно большей идеальной скорости.

Правда, идеальная скорость межпланетных полетов могла бы быть существенно снижена при использовании идеи Циолковского о космической пересадочной станции — топливозаправочной «колонке» мирового пространства. Если, в соответствии с этой идеей, накопить запасы топлива на искусственном спутнике Земли с тем, чтобы пополнить опустевшие баки межпланетного корабля, отправляющегося с Земли в далекий рейс, или, еще лучше, начинать полет корабля непосредственно с этого спутника (как это и было сделано в полете советских космических ракет к Венере и к Марсу), то идеальная скорость сразу уменьшится на такую же скорость для спутника, т. е. на 11—12 км/сек. Такой же выигрыш можно получить и при возвращении корабля на Землю. Еще большая экономия была бы получена, если бы подобные же топливозаправочные базы были созданы на искусственных или природных спутниках той планеты, которая является пунктом назначения, например, Марса. Впрочем, преимущества подобных межпланетных полетов с заправкой топливом в пути вовсе не ограничиваются одной лишь экономией топлива, т. е. уменьшением идеальной скорости. Но об этом подробно рассказывается в ряде книг по космонавтике и мы не будем здесь далее углубляться в эту тему.

Однако создание подобных топливозаправочных станций в мировом пространстве хотя принципиально и возможно, но еще не осуществлено. Мало того, оно связано со столь большими трудностями, что, по мнению ряда ученых, осуществление этой идеи не менее трудно, чем самого межпланетного полета. Да и, кроме того, следует иметь в виду, что хотя при этом межпланетный полет и становится возможным, поскольку на самом корабле приходится запастись значительно меньше топлива, общие затраты топлива на полет вовсе не становятся настолько меньшими. Ведь только на транспортировку необходимого топлива на станции заправки в космосе приходится затрачивать немало топлива.

Общая идеальная скорость для всей операции, учитывающая все затраты топлива, может оказаться даже большей.

Вот почему космонавтика с таким нетерпением ждет все новых побед ракетной техники в борьбе за скорость полета. Каждая такая победа расширяет возможности космонавтики, приближает заветный миг старта межпланетного корабля с первыми астронавтами.

В уже осуществленных полетах космических ракет достигнутая идеальная скорость не превышала необходимой для наиболее простого пилотируемого полета — на Луну. Удастся ли достичь скорости, нужной для межпланетного полета? Как именно? Когда? Эти вопросы возникают прежде всего перед читателем.

Даже без глубоких знаний в области ракетной техники очевидно, что достижимая величина идеальной скорости зависит от трех вещей: ракеты (ее конструкции, размеров, примененных материалов и, конечно, полезного груза), двигателя ракеты (его совершенства) и топлива, на котором этот двигатель работает. Очевидно, что во всех трех аспектах весьма важна роль химии, но в последнем из них она является решающей. И как мы увидим ниже, именно третье обстоятельство, качество применяемого топлива, является, в свою очередь, решающим для всей проблемы в целом. Вот почему судьбы космонавтики так тесно связаны с химией, прежде всего химией ракетных топлив.

Конечно, роль химии весьма велика и тогда, когда речь идет о совершенстве конструкционных материалов для космической ракеты, ее двигателей и оборудования. От химии

ждут, в частности, новых «астронавтических» пластических масс, обладающих необычными свойствами, например, непроницаемых для одних видов электромагнитных излучений и прозрачных для других, морозоустойчивых и жаропрочных, и т. д.

Задача химии — создание ряда необходимых для межпланетного корабля установок и агрегатов, вроде, например, установок для химической регенерации воздуха в кабине корабля и т. п. Без решения химией этих задач совершение межпланетного полета будет крайне затруднено. В частности, например, решение проблемы обратного входа межпланетного корабля в земную атмосферу при возвращении не только жизненно важно само по себе, но и позволяет уменьшить потребную идеальную скорость путем использования аэродинамического торможения, а этому решению химия способствует путем создания новых материалов для изготовления или покрытия ими наиболее нагреваемых при таком торможении частей корабля.

Однако более внимательное рассмотрение проблемы показывает, что именно топливо космического корабля — ключ к успеху полета, и этот ключ находится в руках химии.

Чтобы убедиться в этом, достаточно установить, от чего зависит, в конце концов, достижимая космической ракетой идеальная скорость. Это и позволит выяснить те рычаги, с помощью которых можно воздействовать на величину идеальной скорости, всемерно увеличивать ее.

К счастью, решение этой задачи, внешне кажущееся весьма сложным, поскольку достижимая скорость ракеты зависит, как об этом упоминалось выше, от весьма большого числа факторов, в действительности оказывается кристально ясным и четким. Это филигранное решение впервые было получено Циолковским еще в 1897 г. и носит теперь имя этого гениального ученого. Полученная им формула (она была опубликована впервые в 1903 г.) лежит в основе науки о движении ракет — ракетодинамики и, естественно, всей космонавтики. Уместно отметить здесь, что найденное Циолковским решение имеет тем большее научное значение, что относится к целому новому классу движений, до того не изученному механикой. Речь идет о так называемом движении тел переменной массы, характерном для полета ракеты, которая при движении быстро

теряет значительную часть своей массы в виде сгорающего топлива.

Мы не станем приводить здесь вывода формулы Циолковского, требующего использования высшей математики. Этот вывод имеется не только в уже упоминавшейся выше классической работе Циолковского, но теперь и во многих других книгах по ракетной технике. Приведем лишь хорошо известное окончательное выражение формулы Циолковского:

$$V = 2,3 \cdot W \cdot \lg m.$$

В этой формуле, столь важной для всей космонавтики и для темы нашей книги, приняты обозначения, о которых стоит сказать подробнее.

$V$  — идеальная скорость ракеты. Это и есть та скорость, которую ракета приобрела бы при разгоне в свободном пространстве после сгорания всего запасенного на ней топлива. Поскольку период разгона ракеты, когда работает двигатель, носит название *активного* участка траектории ее движения, то эту скорость обычно называют скоростью в конце активного участка, или просто конечной скоростью. Естественно, что в действительности конечная скорость будет меньше этой идеальной — ведь ракете в истинном полете придется иметь дело и с сопротивлением воздуха, и с полем земного тяготения. Таким образом, формула Циолковского указывает как бы максимально достижимую скорость ракеты. Обычно величина  $V$  измеряется в километрах в секунду.

$W$  — это тоже скорость, именно та, с которой частицы газов в реактивной струе, вытекающей из двигателя ракеты, покидают двигатель, т. е. их скорость в выходном сечении реактивного сопла двигателя относительно этого сечения<sup>1)</sup>.

Последняя, третья величина  $m$  является безразмерной и представляет собой отношение двух масс. Это отношение, играющее весьма важную роль в ракетной технике, часто называют числом Циолковского.

Число Циолковского  $m$  есть отношение начальной, или взлетной, массы ракеты, т. е. той массы, которую она имела

<sup>1)</sup> Для упрощения здесь рассматривается так называемый расчетный случай истечения, которому в действительности при полете в космосе соответствует бесконечно большое выходное сечение сопла; истинный случай будет несколько отличаться от расчетного.

до запуска двигателя, будучи полностью снаряженной и подготовленной к старту, к массе ракеты в конце активного участка, т. е. после остановки двигателя ракеты из-за сгорания всего находившегося на ней топлива. Разность обеих масс есть просто масса топлива на ракете<sup>1)</sup>.

Итак, интересующая нас конечная скорость ракеты зависит, оказывается, всего лишь от двух величин — скорости истечения газов  $W$  и отношения начальной и конечной масс  $m$ . Все многочисленные факторы, о которых шла речь выше, в конце концов «упрятаются» в эти две величины.

Такая простота зависимости позволяет нам более определенно ответить на вопрос о роли химии в судьбах космонавтики.

Наиболее просто дело обстоит здесь с величиной отношения масс  $m$ . Это отношение является характеристикой конструктивного совершенства ракеты, ибо показывает, какую часть общего веса ракеты составляет вес находящегося на ней топлива. Чем больше вес топлива по сравнению с весом конструкции ракеты, ее двигателей, оборудования и полезной нагрузки, тем больше величина  $m$  и конечная скорость ракеты (рис. 4). Конструкторы ракет неустанно трудятся над увеличением  $m$  и добились в этом направлении поистине замечательных результатов. Уже сейчас по величине  $m$  некоторые ракеты начинают конкурировать с... обыкновенным ведром или легкой алюминиевой канистрой. Это, конечно, настоящее чудо, если учесть сложность ракеты и ее оборудование, а также величину действующих на ракету в полете сил.

Для величины  $m$  характерно то, что она входит в формулу Циолковского под знаком логарифма. Это значит, что, например, для удвоения конечной скорости величину  $m$  нужно возвести в квадрат, т. е., например, вместо первоначального значения  $m=10$  должно быть взято  $m=100$ . Точно так же для утроения конечной скорости величина должна быть взята в третьей степени — в нашем примере это означает увеличение до 1000! Легко видеть, как трудно добиваться увеличения скорости, идя по такому пути, особенно, если учесть, что всякое, даже небольшое увели-

<sup>1)</sup> Часто в научной литературе числом Циолковского называют другое отношение, именно отношение массы топлива на ракете к конечной массе ракеты.

чение  $m$  дается сейчас конструктору ценой больших трудов. Конечно, химия и здесь может во многом помочь, предлагая новые, более легкие и прочные материалы, в особенности новые полимеры и другие пластмассы, и решая другие задачи, о которых упоминалось выше. Однако ясно, что не в этом заключается основная зависимость ракетной техники и космонавтики от химии.

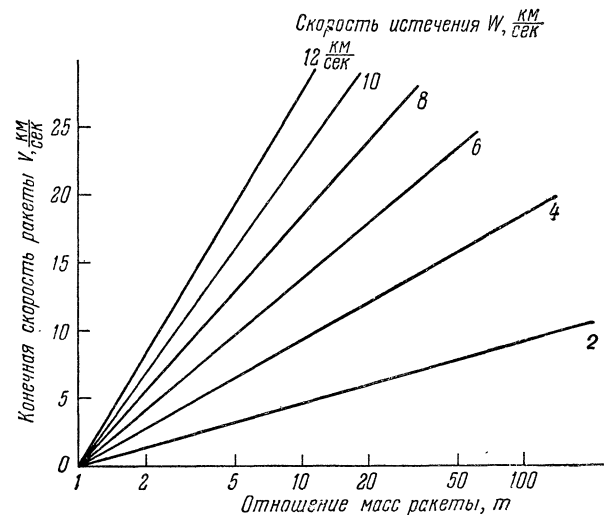


Рис. 4. График уравнения Циолковского для одноступенчатой ракеты (конечная скорость ракеты  $V$  в зависимости от скорости истечения  $W$  и отношения масс  $m$ ).

Иное дело — величина скорости истечения  $W$ . Как мы увидим ниже, здесь решающее слово принадлежит химии.

Чтобы убедиться в этом, прибегнем к помощи очень несложной формулы, которой часто пользуются в теории ракетных двигателей для определения скорости истечения. Вот эта формула:

$$W = 91,5 \sqrt{\eta H}.$$

Здесь  $W$  — скорость истечения,  $\eta$  — коэффициент, учитывающий степень совершенства происходящего в двигателе преобразования химической энергии топлива в механическую, т. е. кинетическую энергию струи газов (из-за неизбежных потерь он всегда меньше единицы),  $H$  — так называемая теплотворность топлива, т. е. количество

химической энергии, выделяющейся в виде тепла в результате реакции сгорания 1 кг топлива.

Таким образом, если не считать совершенства двигателя, скорость истечения оказывается целиком зависящей от характера топлива, на котором работает двигатель. Вот это уже чистая химия!

Приведенная выше формула, связывающая скорость истечения с теплотворностью топлива, очень важна для всей ракетной техники. Поэтому имеет смысл выяснить, как она получается, тем более, что сделать это весьма просто, пользуясь законом сохранения энергии.

Пусть, например, в двигателе сгорает за какое-то время 1 кг топлива. Выделившаяся при этом энергия  $H$  представляет собой кинетическую энергию теплового движения молекул газообразных продуктов реакции, заполняющих камеру сгорания двигателя. В результате последующего расширения газов в реактивном сопле беспорядочное, хаотическое движение, каким является тепловое движение молекул, заменяется, как говорят, организованным движением—в выходном сечении сопла все молекулы движутся в одном общем направлении со скоростью  $W$ .

Но в соответствии с законом сохранения энергии кинетическая энергия вытекающих газов должна равняться кинетической энергии теплового движения, т. е. (для 1 кг газов)

$$\frac{W^2}{2g} = A\eta H.$$

Здесь  $g$  — ускорение земного тяготения ( $9,81 \text{ м/сек}^2$ ),  $A$  — механический эквивалент тепла, который необходим, чтобы количества энергии, входящие в формулу, измерялись в одних и тех же единицах ( $A = 427 \frac{\text{кгм}}{\text{ккал}}$ ).

Теперь легко получить и выражение для скорости истечения:

$$W = \sqrt{2gA\eta H} = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 427\eta H} = 91,5 \sqrt{\eta H}.$$

Мы получили нужную формулу. Если подставить в нее величину теплотворности в килокалориях, то скорость истечения будет измеряться в метрах в секунду. Так, если теплотворность топлива равна, например, 1600 ккал/кг, то теоретически возможная скорость истечения (т. е. при  $\eta = 1$ ) равна  $91,5 \sqrt{1600} = 91,5 \cdot 40 = 3660 \text{ м/сек}$ .

Следовательно, топливо для ракетного двигателя межпланетного корабля должно выделять при сгорании максимально возможное количество тепла. Это — главное требование к такому топливу.

Главное, но, конечно, не единственное. Помимо этого предъявляется еще целый набор разнообразных, часто противоречивых и почти всегда очень жестких требований. Да, нелегкую задачу ставят перед химией ракетная техника и космонавтика, требуя все лучших топлив!

Некоторые из предъявляемых к топливу требований являются самоочевидными. В самом деле, разве не ясно, что ракетные топлива не должны вызывать бурной коррозии конструкционных материалов, из которых изготовляются ракета и двигатель, не должны быть очень редкими и очень дорогостоящими, не должны быть чрезмерно ядовитыми (причем это относится и к самим топливам, и к продуктам их сгорания в двигателе), не должны замерзать при встречающихся в эксплуатации рабочих температурах, не должны быть особо взрывоопасными, и т. д. Но есть и такие требования, и притом весьма важные, которые вовсе не так самоочевидны.

К их числу относится, например, требование достаточно высокого удельного веса топлива. На первый взгляд кажется, что оно не столь существенно. Действительно, решающим ведь является не объем топлива, а его вес. Однако на самом деле это одно из наиболее важных требований к топливу. Даже очень хорошее по другим показателям топливо может оказаться практически непригодным, если его удельный вес чрезмерно мал. Ведь если топливо обладает малой плотностью, то для него потребуются баки огромных размеров и, значит, в такой же степени возрастут и размеры всей ракеты, ибо основную часть объема ракеты занимает топливо. Но при этом неизбежно возрастает и вес ракеты, что может свести на нет все прочие достоинства топлива. Правда, в большинстве случаев решающим качеством топлива является, как мы уже знаем, его теплотворность (или калорийность, как иногда говорят), непосредственно определяющая скорость истечения газов из двигателя.

Поскольку именно скорость истечения является тем главным показателем, который оценивает пригодность топлива, то обычно в ракетной технике различные топлива сравнивают непосредственно по скорости истечения. При

этом скорость истечения определяют, зная теплотворность топлива, по уже известной нам формуле, принимая в ней величину  $\eta=1$ . Таким образом, определяется, как мы уже знаем, максимально возможное теоретическое значение скорости истечения для данного топлива, так как при этом потери энергии в процессе ее преобразований в двигателе считаются отсутствующими (в частности, истечение считается происходящим в вакуум, что и соответствует полету в мировом пространстве).

Правда, часто в литературе можно встретить общепринятое инженерами-ракетчиками сравнение ракетных топлив не по скорости истечения, а по так называемому *удельному импульсу*, или удельной тяге. Но легко видеть, что это равносильно сравнению по скорости истечения. Действительно, удельный импульс, или удельная тяга, есть тяга двигателя, приходящаяся на расход топлива, равный 1 кг/сек. Значит, чтобы определить удельный импульс, нужно тягу двигателя разделить на секунднй расход топлива, т. е.

$$J = \frac{R}{G}$$

( $J$  — удельная тяга, которая измеряется в сек,  $R$  — тяга двигателя в кг,  $G$  — секунднй расход топлива двигателя в кг/сек).

Но тяга ракетного двигателя в свою очередь связана со скоростью истечения  $W$  хорошо известной формулой

$$R = \frac{G}{g} \cdot W,$$

где  $G/g$  — секундная масса сгорающего в двигателе топлива.

Следовательно, как легко видеть, удельная тяга

$$J = \frac{R}{G} = \frac{G}{g \cdot G} W = \frac{W}{g}$$

(это выражение можно было получить и непосредственно, заменив в формуле тяги величину  $G$  единицей). Значит,

$$J = \frac{W}{9,81} \text{ сек},$$

т. е. удельная тяга легко получается делением скорости истечения на 9,81 (часто делят просто на 10)<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Следует указать, что, строго говоря, удельный импульс и удельная тяга есть разные понятия. Удельный импульс есть, действительно  $W/g$ , а удельная тяга  $R/G$ . Эти две величины совпадают по ве-

Если, допустим, скорость истечения равна 2500 м/сек, то удельная тяга равна  $\frac{2500}{10} = 250 \text{ сек}$  (точнее,  $\frac{2500}{9,81} = 255 \text{ сек}$ ). Двигатель, в котором в секунду сгорает, допустим, 100 кг такого топлива, разовьет тягу  $250 \cdot 100 = 25\,000 \text{ кг}$ .

Величина удельного импульса играет столь важную роль в ракетной технике, что уместно здесь сделать некоторые замечания о ее физическом смысле. Прежде всего возникает вопрос о том, почему удельный импульс измеряется в единицах времени — секундах (могут применяться и более крупные единицы — минуты, часы). Что это за время?

Речь идет о времени, в течение которого в данном двигателе сгорает 1 кг топлива, создавая тягу в 1 кг. Чем больше это время, тем больше удельный импульс. Таким образом, удельный импульс является для ракетчиков мерой экономичности двигателя, характеристикой величины удельного расхода топлива. Чем больше удельный импульс, тем меньше будет израсходовано топлива на совершение данного полета.

Итак, ракетная техника ждет от химии топлив, с помощью которых прежде всего может быть получена наибольшая скорость истечения, или наибольший удельный импульс, что, как мы видели, равнозначно. Как же химия удовлетворяет эти запросы ракетной техники, какие топлива для ракетных двигателей она уже предложила и они нашли применение на практике? И каковы ее еще скрытые до сих пор ресурсы в этом отношении, ее еще не использованные возможности?<sup>1)</sup>

К сожалению, даже на первый, и естественно, более простой вопрос ответить вовсе не так легко. И это объяс-

лнине только тогда, когда тяга выражается приведенной выше формулой  $R = GW/g$ , что имеет место только в так называемом расчетном случае, когда давление на срезе сопла равно атмосферному.

<sup>1)</sup> Все данные о ракетных топливах и их характеристиках, приведенные ниже в этой главе, заимствованы из зарубежных технических журналов и в большинстве случаев уже были опубликованы в отечественной технической литературе (см., например, книги: Азерников, От спички к ракетному топливу, «Молодая гвардия», 1961 г.; Паушкин, Химический состав и свойства реактивных топлив, Изд-во АН СССР, 1958 г.; Серегин, Жидкие ракетные топлива, Воениздат, 1962, и др.).



няется не только тем, что уже сейчас в качестве ракетных топлив используется весьма широкий круг химических веществ и еще большее количество таких веществ предложено для использования в будущем. Дело не только в количественной стороне вопроса. Когда мы говорим о проблеме ракетных топлив, то возникают своеобразные трудности — если угодно, трудности качественного характера. Это объясняется тем, что, оказывается, как мы увидим ниже, вовсе не легко даже дать простое определение, что собой представляет ракетное топливо. Во всяком случае, здесь оказываются непригодными обычные представления о топливе, сложившиеся за многие тысячелетия, в течение которых человеку приходилось иметь дело с топливом.

Действительно, обычное понятие топлива, или горючего (эти понятия являются в повседневной речи синонимами), известно и легко доступно пониманию. Топливо — это вещество, которое легко сгорает, выделяя при этом большее или меньшее количество тепла и именно в этих целях используется. При этом само собой разумеется, что речь идет о сгорании в воздухе, т. е. с использованием атмосферного кислорода. Горит ли твердое топливо, например, уголь или дрова в печке, жидкое топливо — бензин или керосин в автомобильном двигателе, или, наконец, газообразное — светильный газ в кухонной плите, во всех случаях происходит бурная химическая реакция между молекулами топлива и молекулами атмосферного кислорода. Вот эта реакция окисления, обычно сопровождающаяся образованием пламени и выделением больших количеств тепла, и называется сгоранием. Здесь все просто и понятно.

Иное дело — ракетные топлива. Для тех, кто впервые знакомится с ними, многое оказывается необычным. Сгорание ракетных топлив заставляет отказаться от самых как будто бы прочно установившихся представлений. При таком сгорании происходят явления, которые на первый взгляд кажутся удивительными, даже невероятными.

Вот, например, перед нами в сосуде почти бесцветная жидкость, одно из современных ракетных топлив. Это химическое вещество — пергидроль, или перекись водорода  $H_2O_2$ , — известно уже давно. Задолго до того, как получить применение в ракетной технике, перекись водорода использовалась в химии, медицине и даже в быту. Правда,

наша перекись, в отличие от обычного пергидроля, очень концентрирована, почти чистая, в ней мало воды, составляющей большую часть пергидроля, который, можно, например, приобрести в аптеке. Сделаем такой опыт. Насыпем в металлическую банку немного кристаллов перманганата калия или кальция и плеснем в нее из нашего сосуда перекиси водорода. Сейчас же в банке начнется бурная химическая реакция. Банка раскалится, из нее пойдут темные клубы пара, горячего как огонь. Пройдет немного времени, и в банке не останется вовсе перекиси, она полностью исчезнет. Что же произошло в банке, какая химическая реакция перекиси с перманганатом?

Чтобы выяснить это, убедимся, какие теперь, после реакции, имеются вещества в банке. Оказывается, на ее дне находится один только перманганат, все тот же перманганат. Это, конечно, странно. Но, может быть, пытаемся мы найти объяснение, часть перманганата прореагировала с перекисью и улетучилась в виде пара, а остальная часть сохранилась? Ну, что же, проверим, взвесив оставшийся перманганат и сравнив его количество с первоначальным — это сделать легко. И что же? Вес перманганата не изменился — перманганат нисколько не израсходовался.

Оказывается, перманганат ни в какой реакции вовсе и не участвовал!

Мы опять вспоминаем, что существуют такие вещества, которые, не участвуя сами в реакции и поэтому не расходуясь, лишь содействуют ее протеканию. Такие вещества называют в химии катализаторами. Может быть, и перманганат здесь просто катализатор, и его роль заключается в том, что он только содействует бурному протеканию реакции перекиси с атмосферным воздухом?

Но и это предположение оказывается несостоятельным, ибо такая же в точности картина наблюдалась бы и в условиях абсолютного вакуума, т. е. при полном отсутствии воздуха.

Мы становимся окончательно в тупик. Выходит, что в бурном сгорании перекиси водорода участвовала... одна лишь эта перекись?! Это уже настоящее чудо с точки зрения обычных представлений о сгорании — топливо сгорает само по себе, без окислителя, в одиночку! Но ведь не меньшим чудом является и взрыв пороха под водой. Тоже ведь без всякого воздуха!



А чем не чудо такая картина. Плеснули одной жидкостью на другую — сразу бурная реакция, тепло, пламя, газы, одним словом, типичная картина горения. И все это тоже с успехом происходит и в вакууме, без всякого воздуха. Одна жидкость горит в другой! Не правда ли, и это совсем не похоже на обычное сгорание, а между тем именно такое сгорание характерно для современных ракетных двигателей. Так, например, идет сгорание азотной кислоты и анилина, многих других ракетных топлив.

Ну, а такое, например, чудо, как сгорание, в котором «горит», т. е., по существу, окисляется... кислород. Это не оговорка, именно не окисляет, а окисляется сам!

Как видно, сгорание топлива в ракетном двигателе может происходить по-разному. Важно лишь одно — во всех случаях ракетные топлива должны сгорать без какого бы то ни было участия атмосферного воздуха, т. е. сами по себе, — так сказать, автономно. И при этом они должны выделять много тепла и давать большое количество газов. А во всем остальном различные ракетные топлива могут оказаться совсем непохожими друг на друга. Например, большую группу современных ракетных топлив составляют так называемые унитарные топлива. Это топливо — одна какая-нибудь жидкость или твердое вещество. Унитарным топливом является, в частности, и уже известная нам перекись водорода и многие другие вещества. При сгорании в двигателе эти вещества распадаются, или, как говорят, диссоциируют на другие, более простые. Вот так в нашем примере перекись водорода диссоциировала на пары воды и кислород. При этом распаде молекул перекиси выделялось много тепла, которое и раскалило банку. Могут применяться унитарные топлива и другого рода, тоже являющиеся однородными химическими веществами. Молекулы таких веществ содержат в себе все элементы, необходимые для реакции сгорания, так что сначала молекулы распадаются на составные части, а затем эти части вступают между собой в реакцию сгорания. Так происходит, например, с молекулами нитрометана ( $\text{CH}_3\text{NO}_2$ ), нитроглицерина [ $\text{C}_3\text{H}_5(\text{ONO}_2)_3$ ] и другими.

Но унитарное топливо может представлять собой не только однородное вещество, т. е. однокомпонентное топ-

ливо (иногда его также называют монотопливом), а какую-нибудь заранее приготовленную равномерную смесь двух или нескольких различных веществ. В двигателе такая смесь компонентов топлива воспламеняется и сгорает — между ее составными частями идет химическая реакция с выделением тепла и образованием газов. Такие смеси могут быть и жидкими (в частности, у нас в стране еще в 1939 г. велись опыты с жидким унитарным топливом, представлявшим собой смесь нитробензола и четырехоксида азота), но особенно большое распространение получили твердые ракетные топлива этого вида.

Что же касается современных жидких ракетных топлив, то они в абсолютном большинстве случаев представляют собой не одно вещество. Это — две различные жидкости, содержащиеся в отдельных баках и встречающиеся лишь в камере сгорания двигателя. Поэтому такие топлива называются топливами раздельной подачи, или двухкомпонентными. Одна из составляющих топливо жидкостей (один компонент) носит название окислителя, а другая — горючего. Если унитарное топливо представляет собой смесь различных веществ, о чем говорилось выше, то и в этом случае в смеси присутствуют как горючие, так и окислители. Как видно, в ракетной технике понятия горючего и топлива не являются более синонимами — горючее представляет собой только одну составную часть топлива.

Это разделение ракетных топлив на горючие и окислители есть разделение функциональное, т. е. оно основано на различии функций, выполняемых компонентами топлива при сгорании. Такое разделение играет столь большую роль в ракетной технике, что о нем стоит сказать подробнее.

Часто в научно-популярных книгах по ракетной технике приводится такое определение: горючее — это вещество, сгорающее с выделением большого количества тепла, а окислитель — вещество, содержащее кислород, необходимый для такого сгорания.

Вряд ли, конечно, подобное определение может удовлетворить пытливого читателя. Действительно, почему «сгорает с выделением тепла» горючее, а не окислитель? Как при таком определении объяснить, например, «сгорание» кислорода с фтором, при котором роль горючего,

оказывается, играет ... кислород? <sup>1)</sup>). И как укладывается в это определение такое вещество, как, например, гидразин ( $N_2H_4$ ), который в некоторых случаях играет роль горючего, например, с кислородом, а в других — окислителя, например, с пентабораном?

Суть дела здесь, как и во всех химических реакциях, связана с особенностями строения электронных оболочек участвующих в реакции молекул. Нас это не должно удивлять — выше уже говорилось о том, что именно электронные оболочки таят в себе секрет химической энергии.

По современным научным представлениям орбиты электронов, обращающихся вокруг ядра атома и составляющие его электронную оболочку, располагаются как бы в несколько слоев или «этажей», причем в каждом этаже может «проживать» только строго определенное количество электронов. Можно представить себе такой атом, у которого электрон (а может быть, даже и не один), находящийся на самом верхнем «этаже» электронной оболочки, т. е. наиболее удаленной от атомного ядра орбите, сравнительно слабо связан с этим ядром. Следовательно, как указывалось выше, о таком электроне можно сказать, что он обладает малой энергией связи. С другой стороны, можно представить себе и такой атом, к электронной оболочке которого можно было бы добавить еще один «лишний» электрон и он оказался бы достаточно сильно связанным с атомом, т. е. обладал бы большей энергией связи, чем в первом атоме. Наконец, нетрудно представить себе, что оба эти атома сблизилась на весьма малое расстояние, или, как говорят в этих случаях, столкнулись между собой. Что произойдет при этом? Легко может случиться, что результатом такого столкновения будет химическая реакция, связанная с перемещением электрона с оболочки первого атома на оболочку второго. Образовавшаяся в результате химической реакции молекула будет обладать в этом случае большей энергией связи, чем суммарная энергия связи исходных атомов. Значит, избыток энергии связи выделится в виде химической энергии, преобразующейся сразу же в тепловую.

В химии принято считать, что атом или молекула, охотно «захватывающая» электроны, обладает окисли-

тельными свойствами, а легко расстающаяся с ними — восстановительными. Так, например, в атоме кислорода в верхнем «этаже» электронной оболочки недостает до «комплекта» двух электронов и он бурно реагирует с большинством других атомов, отбирая у них «плохо лежащие», т. е. слабо связанные электроны. Так случается при обычном сгорании водорода, углерода и других веществ. Но вот атом кислорода столкнулся с атомом фтора и роли переменялись. Теперь уже коса нашла на камень, электроны в атоме фтора еще крепче связаны, чем в атоме кислорода, он обладает еще более сильными окислительными свойствами (в верхнем «этаже» его электронной оболочки до комплекта недостает одного электрона), и хочешь не хочешь, атому кислорода (подумать только, самого кислорода!) приходится расставаться со своим электроном.

Теперь становится ясно, какие именно вещества могут быть использованы в ракетной технике в качестве окислителей и какие — в качестве горючих.

Как уже говорилось выше, главной задачей химии в ее помощи ракетной технике должны быть поиски наиболее теплопроизводительных окислителей и горючих, т. е. приводящих к наибольшему выделению энергии в ходе реакции сгорания. Вряд ли то, что природа дает в готовом виде, во всех случаях устроит науку. Здесь должно раскрыться во всем блеске искусство синтеза, должны быть созданы новые синтетические топлива, обладающие нужными свойствами.

В настоящее время уже предложены многочисленные жидкие топливные комбинации, но широкое применение на практике получило лишь относительно ограниченное число жидких окислителей и горючих. По существу, несмотря на огромный прогресс реактивной техники, наиболее часто применяются и сейчас только три жидких окислителя: жидкий кислород, азотная кислота и перекись водорода. Это исключительное постоянство, конечно, не случайно. Не просто предложить новые окислители, существенно превосходящие по сумме эксплуатационных свойств эту хорошо проверенную практикой тройку.

Легко видеть, что из трех названных окислителей наилучшим в отношении теплопроизводительности должен быть кислород. Действительно, ведь молекулы кислорода состоят только из атомов, обладающих окислительными

<sup>1)</sup> Правда, в таком «сгорании» выделяется очень немного тепла, примерно 100 ккал/кг.

свойствами, тогда как в молекуле перекиси водорода на каждые два атома кислорода, обладающих окислительными свойствами, приходится два атома водорода, имеющих, как известно, восстановительные свойства. Точно так же в молекуле азотной кислоты ( $\text{HNO}_3$ ) наряду с атомами кислорода имеются восстановительный атом водорода и инертный атом азота.

При реакции с одними и теми же горючими кислород, действительно, выделяет больше тепла, чем два других окислителя, и дает поэтому большую скорость истечения.

Но у кислорода наряду с рядом достоинств есть и один крупнейший недостаток — при нормальной температуре он представляет собой газ. Понятно, что применять газообразный кислород на ракете нельзя, ведь в этом случае пришлось бы его хранить под большим давлением в массивных баллонах — такая нагрузка ракете не под силу. Поэтому уже Циолковский, первым предложивший кислород в качестве компонента ракетного топлива, говорил о жидком кислороде. На жидком кислороде работал двигатель первой жидкостной советской ракеты, запущенной 17 августа 1933 г.

Чтобы превратить кислород в жидкость, его нужно охладить до температуры минус  $183^\circ\text{C}$ . Современная техника хорошо справляется с этим процессом сжижения кислорода и, как известно, жидкий кислород получил самое широкое применение в разных отраслях техники, в том числе и ракетной (заводы по производству жидкого кислорода в США выпускают его сотнями тонн в день). Это объясняется и практически неисчерпаемыми ресурсами атмосферного кислорода — при полном его сжижении он покрыл бы всю Землю слоем толщиной 2,2 м. Однако сжиженный кислород легко и быстро испаряется, даже если хранить его в специальных теплоизолированных сосудах. Поэтому нельзя, например, долго держать снаряженной, подготовленной к действию ракету, двигатель которой работает на жидком кислороде. Приходится заправлять кислородный бак такой ракеты непосредственно перед ее пуском. Ну, а как быть в тех случаях, когда на ракете должен сохраняться запас топлива, например, для посадки на планете — месте назначения — и обратного взлета с нее?

Очевидно, для такой цели кислород часто может оказаться непригодным — к тому моменту, когда он понадо-

бится, в баке уже не останется ни капли этой прозрачной голубоватой жидкости. Понятно, что это относится и к другим ракетным топливам, представляющим собой криогенные, т. е. низкокипящие жидкости. Правда, с помощью хорошей теплоизоляции эти потери на испарение можно существенно уменьшить.

Азотная кислота и перекись водорода не обладают таким недостатком и поэтому являются «сохраняющимися»<sup>1)</sup> окислителями. Этим в большой мере объясняется их прочное положение в ракетной технике, несмотря на существенно меньшую скорость истечения, которую они обеспечивают.

Таким же «сохраняющимся» является и еще один окислитель, получивший некоторое применение, хотя предложен он был в нашей стране почти три десятилетия назад. Речь идет о четырехокиси азота или азоттетроксида ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ). Он обладает большей теплопроизводительностью с теми же горючими, чем азотная кислота и, тем более, перекись водорода, и большим удельным весом, чем жидкий кислород, но некоторые эксплуатационные недостатки — относительно низкая температура кипения ( $21^\circ\text{C}$ ) и высокая температура замерзания (минус  $11^\circ$ ) — препятствуют его широкому применению.

Если применяющиеся в настоящее время жидкие окислители можно легко пересчитать по пальцам, то иначе обстоит дело с горючими. Применение получили самые разные горючие, здесь налицо огромный выбор. Но ведущее место среди них занимают предложенные еще Циолковским жидкие углеводороды — различные продукты переработки нефти. Нефть, послужившая основой для развития авиации и автомобильного транспорта, дает отличные топлива и для ракетной техники, главным образом керосин, а также бензин и другие углеводороды. На углеводородном горючем (окислителем служил жидкий кислород либо четырехокись азота) работал и первый советский жидкостный ракетный двигатель, созданный еще в 1930 г. в Газодинамической лаборатории в Ленинграде; на нем же (с жидким кислородом) работал двигатель первой советской жидкостной ракеты, запущенной 17 августа 1933 г.; на керосине (с азотной кислотой) — двигатель первого в мире ракетопланера, летавшего у нас

<sup>1)</sup> Часто применяют термин «долгохранимые».

в стране под управлением летчика В. П. Федорова 28 февраля 1940 г.

Широко применялся некоторое время тому назад также спирт — на нем, в частности, работали двигатели ракет «ФАУ-2», однако спирт менее теплопроизводителен и почти полностью вытеснен углеводородами. В последние годы за рубежом, главным образом в США, находят применение азотоводородные горючие, например, аммиак ( $\text{NH}_3$ ), гидразин ( $\text{N}_2\text{H}_4$ ) и различные их производные, в частности, несимметричный диметилгидразин ( $(\text{CH}_3)_2\text{NNH}_2$ ) и др.

Какие же значения удельного импульса характерны для применяющихся в настоящее время топлив раздельной подачи? Об этом можно судить по приводимой таблице (как указывалось выше, приводятся теоретические максимальные значения удельного импульса  $J$ ):

| Топливо                                    | $J$ , сек |
|--|-----------|
| Кислород с бензином . . . . .              | 450       |
| Кислород с этиловым спиртом . . . . .      | 430       |
| Перекись водорода с бензином . . . . .     | 380       |
| Перекись водорода с этиловым спиртом . . . | 340       |
| Азотная кислота с керосином . . . . .      | 370       |

Реально достижимые в двигателях значения удельного импульса значительно меньше приведенных в таблице и составляют примерно 60—70% от них. Так, например, для кислорода с бензином это значение составляет примерно 310—320 сек, для кислорода с гидразином несколько больше, примерно 350 сек. Вот эти-то значения удельного импульса, не превышающие 350—360 сек, и характеризуют практически лучшие достижения ракетной техники, полученные с помощью «обычных» жидких ракетных топлив раздельной подачи. Именно им во многом обязана ракетная техника прославившими ее замечательными победами.

Жидкостные ракетные двигатели, работающие на указанных выше топливах, достигли к настоящему времени высокой степени совершенства и представляют собой поистине одно из чудес нашего времени. Эти двигатели — сердце современной ракетной техники. Уже созданы двигатели, развивающие тягу в десятки и даже сотни тонн (рис. 5), способные работать непрерывно в течение многих

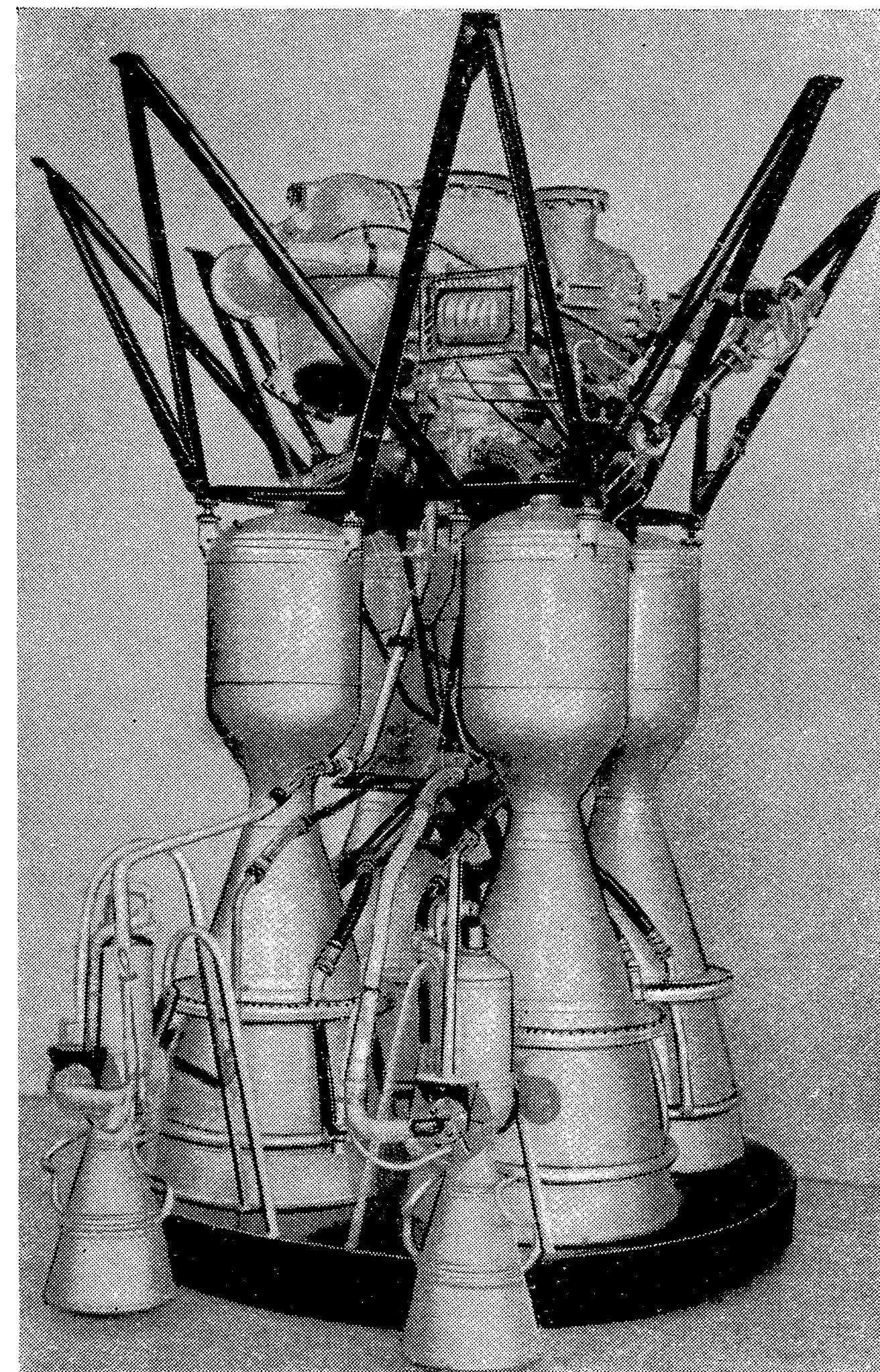


Рис. 5. Советский жидкостный ракетный двигатель РД-107 тягой (в пустоте) 102 т. Двигатель работает на жидком кислороде и керосине и развивает удельный импульс 314 сек. Пять таких двигателей были установлены на космической ракете-носителе «Восток».



минут (очень небольшие двигатели могут работать даже многие часы подряд<sup>1)</sup>) и поглощающие ежесекундно сотни килограммов, а то и тонны топлива. Еще совсем недавно такие данные показались бы просто невероятными...

Однако даже эти двигатели пасуют перед трудностями космического полета. Верно, что с их помощью уже удалось достичь многого — запустить первые искусственные спутники Земли и первые космические ракеты. Несомненно и то, что в самом недалеком будущем этот список побед будет значительно увеличен. И все же с помощью существующих двигателей и топлив межпланетный полет человека практически невозможен. Действительно, по расчетам ученых<sup>2)</sup> при современном состоянии развития ракетной техники для межпланетного полета человека с возвращением на Землю понадобится ракетный поезд, масса которого при взлете с Земли составит ... несколько миллионов тонн! Создание такой ракетной системы, конечно, возможно, но мало вероятно. Чтобы уменьшить взлетную массу или увеличить долю полезного груза во взлетной массе, необходимо увеличивать удельный импульс: это — основной путь уменьшения затрат топлива на совершение полета.

Но, может быть, в перспективе химия, используя все свои возможности, все же сможет решить эту задачу? Каковы еще не использованные, скрытые ресурсы химии, которые можно было бы поставить на службу ракетной технике?

Так, например, в этой связи приходит мысль, что, может быть, решение проблемы связано не с рассмотренными выше двухкомпонентными жидкими топливами, а с унитарными жидкими и твердыми химическими топливами. Как известно, такие топлива уже весьма широко применяются в ракетной технике. В их число, как указывалось выше, входят и однокомпонентные топлива, и смеси различных веществ, или, как их часто называют, твердые и жидкие пороха.

<sup>1)</sup> Фирма Марквардт, например, провела испытание своего неохлаждаемого двигателя тягой 90 кГ непрерывно в течение 17 час. 22 мин.

<sup>2)</sup> См., например, статью акад. Л. И. Седова в газете «Правда» 12 июня 1957 г.

Однако легко убедиться в ошибочности этой мысли. Хотя унитарные топлива различного типа играют все большую роль в ракетной технике, да и в космонавтике тоже, и эта их роль будет, несомненно, и в дальнейшем возрастать, все же не с ними связано будущее космонавтики.

Из однокомпонентных жидких ракетных топлив в настоящее время получили применение такие вещества, как перекись водорода (уже не в качестве окислителя), нитрометан, изопропилнитрат и некоторые другие. Однако за весьма редким исключением эти жидкости применяются не в качестве собственно топлив для ракетных двигателей, а используются в ракетных системах для различных вспомогательных нужд. Так, например, на этих топливах работают газогенераторные установки, питающие горячими газами турбины для привода топливных насосов в так называемых турбонасосных агрегатах. Применяются эти топлива во вспомогательных силовых установках ракет, необходимых для привода различных агрегатов: электрогенераторов, гидронасосов и т. д. Используются они в системах управления ракет и для других подобных целей, но не в самих ракетных двигателях. Это объясняется просто — теплопроизводительность таких топлив значительно меньше, чем у двухкомпонентных. Если бы она была большей, то подобные топлива не могли бы даже существовать, так как были бы неустойчивыми и со взрывом распадались от малейшего толчка или иного воздействия. Значит, и перспектив здесь никаких нет.

То же относится, по существу, и к унитарным многокомпонентным жидким топливам, т. е. представляющим собой растворы двух или большего числа различных жидких компонентов топлива. Из таких топлив за рубежом находят некоторое применение растворы аммиака и окиси азота, нитрометана и углеводородных горючих и др. И эти топлива, хотя и весьма выгодные в отношении эксплуатационной простоты и обладающие другими качествами, которые позволяют рассчитывать на их применение и в будущем, имеют и должны неизбежно иметь меньшую теплопроизводительность, чем топлива раздельной подачи, впервые вступающие в контакт только в камере сгорания двигателя.

Значит, будущее космонавтики не может быть связано и с этими топливами.

Остаются твердые топлива. Они вызывают, на первый взгляд, особый интерес, ибо в настоящее время, как указывается в зарубежной печати, старые оценки этого древнейшего ракетного топлива во многом меняются. До последнего времени твердые топлива применялись в основном лишь в ракетной артиллерии «ближнего боя», т. е. для ракет с небольшой дальностью полета. Несмотря на бесспорные эксплуатационные достоинства таких топлив, связанные прежде всего с возможностью снаряжения ракет непосредственно на заводе-изготовителе с последующим длительным хранением до момента использования, их применение для мощных дальних ракет — и тем более в космонавтике — всерьез не рассматривалось. Однако в последние годы это положение изменилось. Появились тяжелые ракеты значительной дальности и даже межконтинентальные баллистические ракеты на твердом топливе (рис. 6). Ракетные двигатели твердого топлива стали все шире применяться и в космонавтике — в качестве мощных стартовых ускорителей и на последних ступенях многоступенчатых ракет. Есть даже случаи, правда, пока еще редкие, вывода на орбиту искусственных спутников с помощью космической ракеты-носителя, имеющей на всех ступенях только ракетные двигатели твердого топлива. Такой ракетой-носителем является, например, американская четырехступенчатая ракета «Скаут».

Такой пересмотр взглядов на ракетные двигатели твердого топлива и их роль в ракетной технике и космонавтике связан, с одной стороны, с выявившимися серьезными трудностями эксплуатации мощных жидкостных ракет, а с другой, — с прогрессом в развитии твердого топлива. Этот прогресс коснулся главным образом самих топлив — их характеристик и методов снаряжения ими ракет. Решающую роль здесь сыграло освоение технологического процесса отливки зарядов топлива непосредственно в камеру сгорания двигателя, что позволило изготавливать эти камеры из простой стали и делать их относительно тонкостенными<sup>1)</sup>. Секрет тут прост — топливный заряд в этом случае горит изнутри и защищает стенки от непосредственного воздействия раскаленных газов — продуктов сгорания. Но совсем не простым было освоение такого

<sup>1)</sup> Aviation Week, 1962, 77, № 13.

метода изготовления ракет: для этого понадобились разработка новых пластичных топлив, отработка ряда сложных новых технологических процессов, создание нового

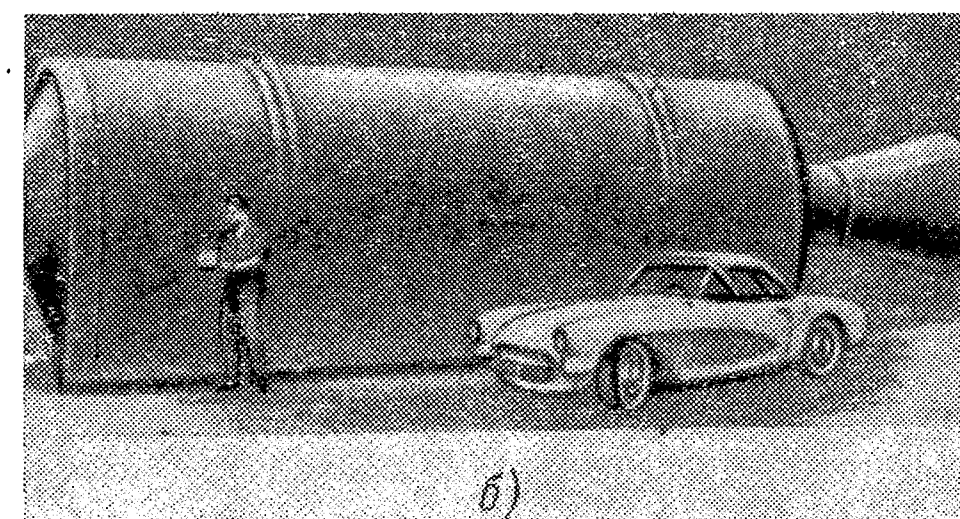
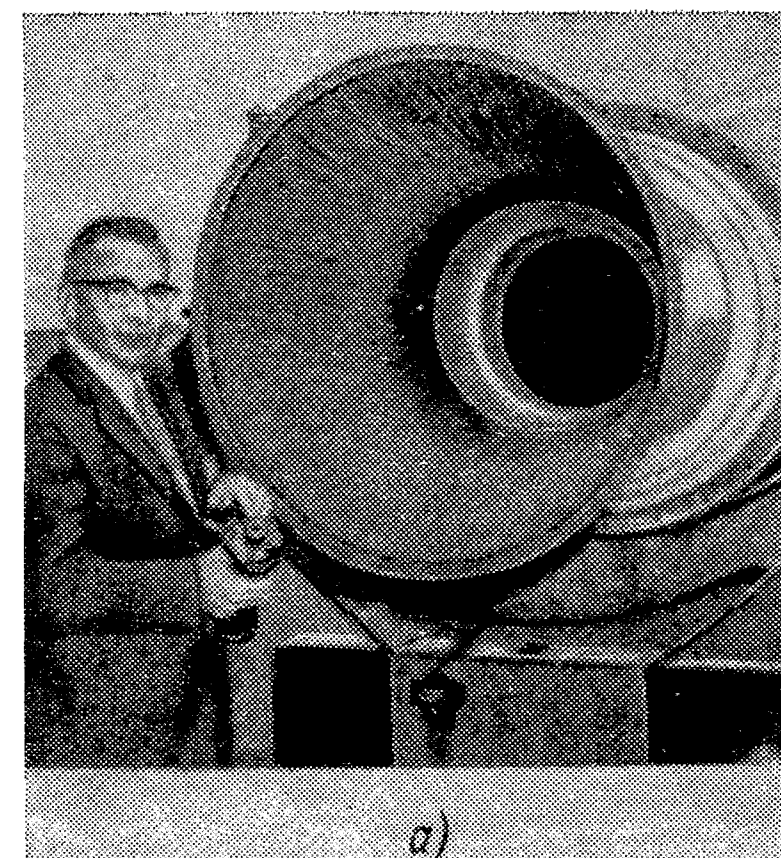


Рис. 6. Размеры и тяга пороховых двигателей быстро увеличиваются (США).

а) Стартовый самолетный двигатель (1941 г.) тягой 11 кГ (в руках) и двигатель весом 10 400 кГ первой ступени четырехступенчатой ракеты «Скаут» (Interavia, № 6, 1958); б) двигатель диаметром 3050 мм, развивший при испытании в мае 1962 г. тягу 180 Т. Вес заряда топлива 78 Т (Aviation Week, № 21, 76, 1962; Aerospace, № 6, 1962).

оборудования. Кстати сказать, идея разгрузки корпуса двигателя от непосредственного воздействия давления и температуры горящих газов привела к разработке ряда двигателей, практически вовсе не имеющих корпуса

в обычном, старом представлении. Так, например, в ряде конструкций корпус изготавливается из пропитанного синтетической смолой стекловолокна, обычно методом намотки<sup>1)</sup>). В последнее время разрабатываются двигатели, изготовление которых как бы ставится с ног на голову: вместо того, чтобы заряд топлива заливался в корпус, сначала полностью готовится литой заряд, а затем прямо на нем образуется своеобразный корпус путем электролитического осаждения какого-либо высокопрочного металла, например, никеля<sup>2)</sup>). Но, пожалуй, пределом в этом отношении являются проекты вовсе «бескорпусных» двигателей, имеющих оболочку из сравнительно более прочного и медленно горящего твердого топлива<sup>3)</sup>). Разумеется, что таким образом может быть обеспечено достижение рекордно высокого значения числа Циолковского. А вместе с тем решается и другая задача — на Землю перестают падать опасные для жизни людей части ракет.

Удалось добиться за последние годы и существенного увеличения удельного импульса твердых ракетных топлив, главным образом в результате применения вместо старых двухосновных новых смесевых (или составных) топлив, представляющих собой тонкую механическую смесь неорганического окислителя и органического полимерного горючего — связки<sup>4)</sup>).

За рубежом практически достигнуты значения удельного импульса порядка 220—240 сек. Для применяющегося сейчас там топлива, состоящего из перхлората аммония в качестве окислителя и полиуретана в качестве горючего достижимо максимальное значение удельного импульса порядка 260—270 сек. Таким образом, в отношении удельного импульса отставание твердых топлив от жидких значительно сократилось<sup>5)</sup>).

Все эти обстоятельства, вместе со значительно большей надежностью и простотой, меньшими размерами и весом ракет твердого топлива по сравнению с жидкостными ракетами и привели к значительному повышению интереса

к этим ракетам и появлению ряда таких ракет с весьма прогрессивными характеристиками. В США, например, существуют ракеты на твердом топливе диаметром 3 м и проектируются мощные ракетные двигатели твердого топлива диаметром 7 м и даже больше, тягой более двух тысяч тонн<sup>1)</sup>).

Возможно и дальнейшее повышение удельного импульса твердых ракетных топлив; в этом направлении за рубежом ведутся настойчивые исследования. В частности, указывается, что добавление к таким топливам металлов, например, алюминия, бора или бериллия, может привести к увеличению удельного импульса на 10—15%, так что станут возможны значения удельного импульса порядка 300—350 сек. Такие значения уже достигаются при испытаниях<sup>2)</sup>. А по прогнозам некоторых американских ученых в будущем, к 2000 г., окажутся возможными даже значения 350—450 сек<sup>3)</sup>).

И все же, несмотря на свои достоинства и, несомненно, все более широкое применение в будущем, твердые топлива всегда будут уступать лучшим жидким топливам раздельной подачи в отношении удельного импульса. Это объясняется тем, что такие топлива представляют собой смесь уже частично прореагировавших веществ с соответственно уменьшенной химической энергией. Кроме того, до сих пор остается практически нерешенной задача регулирования величины тяги, а также проблема возможности повторных запусков двигателя твердого топлива, хотя и в этом отношении в последнее время, судя по сообщениям зарубежной печати, появились некоторые обнадеживающие перспективы<sup>4)</sup>).

Поэтому понятно, что надежды космонавтики связаны в основном не с твердыми топливами, хотя и здесь остается еще одна возможность, о которой будет идти речь ниже. Очевидно, что наибольшая величина удельного импульса может быть получена все же с помощью тех топлив, которые и сейчас являются основными для космонавтики — жидких топлив раздельной подачи. Конечно, при этом имеется в виду дальнейшее усовершенствование таких

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics, XII, 1965, стр. 75.

<sup>2)</sup> Technology Week, 8. V. 1967, стр. 41.

<sup>3)</sup> Product Engineering, 12. IX. 1966; Machine Design, 3. II. 1966.

<sup>4)</sup> Aviation Week, 1960, 72, № 14.

<sup>5)</sup> Следует отметить, что новые топлива, например, полиуретановые, имеют весьма сложный состав — в них входит 12—14 компонентов (Astronautics, III, 1962).

<sup>1)</sup> Machine Design, 27. IV. 1967, стр. 26.

<sup>2)</sup> Space/Aeronautics RaD., 1966, стр. 100.

<sup>3)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», I, 1968, реф. 1.62.442.

<sup>4)</sup> VDI-Zeitschrift, 1967, т. 109, № 12 и др.

топлив. Однако существуют ли возможности подобного усовершенствования?

Оказывается, существуют, и весьма серьезные. Химия еще далеко не сказала своего последнего слова в этом отношении. Не удивительно, что в десятках лабораторий мира ведется интенсивное исследование многих сотен различных компонентов новых высококалорийных жидких ракетных топлив, с помощью которых может быть достигнута значительно большая скорость истечения.

Поскольку число возможных окислителей несравненно меньше, чем горючих, то снова целесообразно начать именно с перспективных окислителей. На первый взгляд, казалось бы, даже сама постановка вопроса о лучших окислителях, чем жидкий кислород, должна вызывать удивление. Нельзя же, в самом деле, быть более правым, чем сам пророк Магомет! Однако в данном случае эта старая истина оказывается несостоятельной. Идеальный окислитель — кислород должен скромно уступить свое место лучшему, даже лучшим, ибо такие существуют.

И прежде всего таким лучшим оказывается... снова кислород! Действительно, тот же самый кислород может с одним и тем же горючим вступить в значительно более теплопроизводительную реакцию. Для этого нужно только связать в молекуле не по два, как обычно, а по три атома кислорода. Мы знаем вещество, которое при этом получается, — оно носит название озона<sup>1)</sup>. Все дело в том, какая из обеих молекул, кислорода и озона, более прочно «сбита» из атомов, т. е. в какой из них больше энергия связи атомов, входящих в молекулу. Чтобы разбить каждую из этих молекул на составляющие их атомы кислорода, нужно затратить значительную энергию. Но, оказывается, молекула кислорода более прочна, затрата энергии на ее разложение, т. е. диссоциацию, больше (в расчете на один атом кислорода), чем для молекулы озона. Это значит, что энергия связи атомов в молекуле озона меньше. Понятно поэтому, что молекула озона  $O_3$  образуется из обычного кислорода  $O_2$  с затратой энергии, т. е. представляет собой эндотермическое химическое вещество.

<sup>1)</sup> Озон в качестве окислителя ракетных топлив предложен К. Э. Циолковским в 1914 г.

Так, например, в земной атмосфере на больших высотах образование озона, являющегося спасительным для всего живущего на Земле (он защищает от вредного действия ультрафиолетового излучения Солнца), происходит с использованием энергии коротковолнового излучения.

Образуется озон в природе и под действием электрического разряда. Этим объясняется специфический «грозовой» запах — он вызывается озоном, образующимся при вспышках молнии. Электрический заряд или высокочастотные колебания используются для этой цели и в промышленных установках. Но если для образования молекулы озона затрачивается энергия, то при распаде этой молекулы затраченная энергия снова выделяется, как это происходило, например, в рассмотренном выше примере с перекисью водорода. Поэтому общая химическая энергия, освобождающаяся при реакции сгорания с участием озона, будет больше, чем для простого кислорода, примерно на одну четверть (указывается величина  $719 \text{ ккал/кг}^1$ ). Больше будет, соответственно, и удельный импульс. Если учесть, что жидкий озон обладает и большим удельным весом, чем жидкий кислород ( $1,35$  против  $1,14$  у кислорода), а его температура кипения выше (минус  $112^\circ$  против минус  $183^\circ \text{C}$ ), то станет очевидно преимущество жидкого озона в качестве окислителя в ракетной технике по сравнению с жидким кислородом. К сожалению, однако, столь же существенны и недостатки жидкого озона. Главный из них — исключительная химическая неустойчивость, нестабильность жидкого озона. Даже малейший удар, толчок, тепловое или иное воздействие приводит обычно к взрыву озона. Иногда взрыв, кажется, происходит без всякого видимого повода. Это сущий дьявол, как о нем говорят химики. При взрыве возникает движущаяся с огромной скоростью — по некоторым данным более  $200 \text{ км/сек}^2$  — детонационная волна и развивается разрушающее детонационное давление более  $4000 \text{ атм}^3$ ). Понятно, насколько затруднительно, даже практически невозможно использование озона в качестве ракетного топлива. И все же проблема стабилизации жидкого озона, задача обеспечения

<sup>1)</sup> Raketentechnik und Raumfahrtforschung, № 2, 1960.

<sup>2)</sup> Jet Propulsion, V, 1956.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 9. II. 1959.



его необходимой устойчивости не является безнадежной. Об усиленных исследованиях в этом направлении, ведущихся, в частности, в США, уже примерно в течение 20 лет часто сообщает зарубежная печать<sup>1)</sup>. Указывается даже, что получены определенные успехи в этом направлении; главное здесь заключается, очевидно, в устранении даже ничтожных загрязнений озона (порядка 20 частей на миллион), являющихся первой причиной его неустойчивости.

В настоящее время ракетная техника еще далека от возможности использовать в качестве окислителя озон, неизвестно даже, придет ли вообще такое время. По некоторым данным сейчас есть практическая возможность применять растворы озона в жидком кислороде<sup>2)</sup> с концентрацией озона в них до 30%. Однако и эти «адские смеси» требуют исключительно осторожного обращения. Имеется, очевидно, принципиальная возможность использования замороженного, т. е. твердого озона в качестве компонента твердых криогенных ракетных топлив; для этого необходима температура минус 195°C. Это только одна из подобных возможностей. Другой такой возможностью является, например, применение так называемых озонидов — достаточно стабильных металлических и органических соединений — в качестве более теплопроводительной замены применяющихся в настоящее время окислителей твердых смесевых топлив — перхлоратов и нитратов. С их помощью может быть обеспечен, как указывается в зарубежной печати, удельный импульс порядка 325—350 сек<sup>3)</sup>.

По величине удельного импульса озон является наилучшим из возможных окислителей. Но лишь немногим уступает ему в этом отношении другой криогенный окислитель, лишенный недостатка, связанного с нестабильностью.

<sup>1)</sup> Jet Propulsion, III, 1957; Interavia Air Letter, 10. VIII. 1964, № 5555, и др.

<sup>2)</sup> Применение таких растворов в ракетной технике предложено в 1930 г. в Газодинамической лаборатории (Ленинград). В последнее время работами советских ученых показана возможность консервации озона и в некоторых органических растворителях, например, фреонах, при низких температурах («Успехи химии», 1967, т. 36, вып. 4).

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 22. IX. 1958,

Речь идет о жидком фторе, о котором уже упоминалось выше<sup>1)</sup>. Если не считать озона, то фтор обеспечивает наибольший из всех окислителей удельный импульс. Это и не удивительно, если учесть, что во всех без исключения случаях фтор выступает в качестве окислителя, не реагируя лишь с благородными газами. Это — самый сильный из известных в природе окислителей, именно ему принадлежит корона «короля окислителей». Недаром он получил свое название — оно происходит от греческого слова «фторос», что значит «разрушающий». Как уже указывалось выше, фтор заставляет окисляться даже такие признанные окислители, как кислород или хлор (для этого требуется, правда, некоторый подвод энергии извне). Горючие материалы, такие как дерево и другие, немедленно вспыхивают при внесении в среду фтора. В обычных условиях фтор представляет собой зеленовато-желтый газ с резким неприятным запахом, но при охлаждении до минус 188°C он превращается в сильно ядовитую, плотную (удельный вес 1,51) жидкость, оказывающую сильное воздействие почти на все известные конструкционные материалы<sup>2)</sup>. Большой удельный импульс, чем при использовании жидкого кислорода, и значительно больший удельный вес фтора, а также его большое распространение в природе (в этом отношении он занимает 13-е место среди других элементов), делают его весьма перспективным окислителем, несмотря на достаточные серьезные недостатки — ядовитость (в отличие от многих других аналогичных ядов, ядовит не только сам фтор, но и его соединения, в том числе и продукты сгорания, что затрудняет, в частности, огневые испытания двигателей на фторе), химическую агрессивность, большую стоимость. Не удивительно, что в США, например, за последние 10—15 лет производство жидкого фтора быстро развивается (это объясняется также растущим использованием соединений фтора в ряде других отраслей промышленности). Разрабатывается и испытывается ряд двигателей, работающих на жидком фторе<sup>3)</sup>.

<sup>1)</sup> Использование жидкого фтора в качестве окислителя в ракетной технике предложено Ф. Цандером в 1932 г.

<sup>2)</sup> Canadian Aeronautical Journal, 1. XII. 1959.

<sup>3)</sup> Экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика», 13. IX. 1967, вып. 34 и др.

Правда, до сих пор в эксплуатации фтор как единственный окислитель не применяется, однако он уже используется в смеси с жидким кислородом. Добавка к кислороду 30% жидкого фтора позволила, в частности, существенно увеличить тягу маршевого жидкостного ракетного двигателя американской космической ракеты-носителя «Атлас»<sup>1)</sup>.

Наряду с самым жидким фтором перспективными являются и некоторые окислители на базе фтора, в первую очередь трехфтористый хлор ( $\text{Fe}_3\text{Cl}$ ). Хотя это вещество обеспечивает несколько меньший удельный импульс, но зато более плотно (его удельный вес 1,7) и имеет температуру кипения всего минус 12°С, т. е. гораздо более пригодно для длительного хранения, так как оно не сопровождается большими потерями на испарение. Другим перспективным окислителем на базе фтора является его соединение с кислородом — моноокись фтора, или двуфтористый кислород ( $\text{OF}_2$ )<sup>2)</sup> или еще мало изученное своеобразное соединение фтора с озоном<sup>3)</sup>. В качестве окислителя для сохраняемых топлив в США разработан перхлорилфторид ( $\text{ClO}_3\text{F}$ )<sup>4)</sup>, но он обеспечивает меньший удельный импульс, чем указанные выше другие соединения фтора. Кстати сказать, как это уже отмечалось выше в отношении озона, фтор в замороженном виде (а также в виде различных соединений с углеродом и легкими металлами<sup>5)</sup>) может быть использован с большим эффектом и в качестве компонента твердых ракетных топлив будущего<sup>6)</sup>.

По существу, этими двумя окислителями, озоном и фтором, список возможных перспективных окислителей и исчерпывается. Совсем иначе обстоит дело в отношении перспективных горючих. Углеводородные нефтяные горючие, сыгравшие и играющие ныне столь большую роль в ракетной технике, вследствие относительно малой кало-

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Космические исследования», 1967, реф. 11.62.314.

<sup>2)</sup> Space/Aeronautics, I, 1963; возможны также и смеси фтора с кислородом («Вопросы ракетной техники», № 4, 1967), предложенные впервые в Газодинамической лаборатории в 1933 г.

<sup>3)</sup> ARS Journal, 1962, № 3.

<sup>4)</sup> Astronautics, VI, 1960.

<sup>5)</sup> Journal of Space Flight, II, 1956.

<sup>6)</sup> Astronautics, VIII, 1960.

рийности углерода, входящего в их состав, должны будут уступить место более теплопроизводительным горючим. И прежде всего, конечно, в этой связи приходит мысль об элементе, занимающем первую клетку в таблице Менделеева — водороде<sup>1)</sup>, ибо он обладает наибольшей из известных теплотой сгорания (для реакции с кислородом она равна 28 800 ккал/кг). Ни одно вещество не в состоянии выделить столько тепла при сгорании, как водород. Как не попытаться использовать такое теплопроизводительное вещество в качестве ракетного топлива?

Поскольку водород при нормальных условиях представляет собой газ, применять его можно, очевидно, лишь в сжиженном состоянии в качестве криогенного топлива. К сожалению, водород — низкокипящая жидкость с температурой кипения всего 20°К, т. е. минус 253°С, что, понятно, вовсе не украшает его в качестве ракетного топлива.

Однако не этот недостаток водорода оказывается наиболее существенным. Водород представляет собой исключительный в ракетной технике случай, когда даже большое превосходство в удельном импульсе (примерно в 30% по сравнению с углеводородными горючими<sup>2)</sup>) часто тускнеет и отступает на второй план в связи с чрезвычайно малой плотностью.

Чтобы учесть влияние плотности топлив, их часто сравнивают по удельному импульсу, отнесенному не к 1 кг, а к 1 л топлива. Для этого просто перемножают обычный удельный импульс на удельный вес топлива. Некоторые авторы, учитывая все же относительно меньшее значение удельного веса по сравнению с удельным импульсом, предлагают производить сравнение по параметру, представляющему собой произведение удельного импульса на удельный вес в степени 0,1<sup>3)</sup>. Но, так или иначе, малый удельный вес является существенным недостатком топлива, снижая значение его большого удельного импульса. Особенно сильно сказывается это влияние в случае жидкого водорода, ибо его удельный вес равен всего 0,07,

<sup>1)</sup> Эта идея впервые высказана К. Э. Циолковским в 1903 г.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 14. XII. 1959.

<sup>3)</sup> Так, например, если удельный импульс равен, допустим, 300 сек, а удельный вес топлива равен 2, то критерием сравнения будет величина  $300 \cdot 2^{0,1} \approx 300 \cdot 1,07 = 321$ .

т. е. он почти в 15 раз легче воды! Громадные баки, необходимые для размещения водорода на ракете, казалось, делают нерациональным его применение в качестве ракетного топлива. Даже применение смеси жидкого водорода с твердым, так называемой шуги, над которой активно работают за рубежом, мало меняет дело — таким способом объем баков можно уменьшить лишь на 13—15%<sup>1)</sup>. Значит, жидкий водород как ракетное горючее бесперспективен?

Однако этот вывод, опирающийся на ряд специальных исследований (в частности, пришел к нему в свое время и Циолковский), в последнее время оказался вовсе не таким непоколебимым. Оказалось, что в случае многоступенчатых ракет большого размера, в частности космических, дело меняется — значение удельного импульса, в особенности для последних ступеней ракеты, все же перевешивает, и применение жидкого водорода оказывается вполне оправданным. Этим объясняются сообщения о создании в США двигателей, использующих жидкий водород, и об активной работе над другими такими двигателями, считающимися там весьма перспективными и предназначенными, в частности, для верхних ступеней мощной космической ракеты «Сатурн», космической ракеты «Центавр» и др.<sup>2)</sup> В качестве окислителей в этих двигателях используется жидкий кислород<sup>3)</sup>.

В частности, двигатель RL-10 фирмы Пратт Уитни (рис. 7), работающий на жидком водороде и жидком кислороде с удельным импульсом порядка 420 сек и развивающий тягу примерно 6800 кГ, уже доведен до высокой степени надежности<sup>4)</sup>. Он не только многократно испытывался на Земле, но и успешно применялся в ряде космических пусков.

В 1960 г. фирма Рокетдайн начала разработку более мощного и совершенного двигателя J-2, предназначенного для работы на жидком водороде и жидком кислороде<sup>5)</sup>. Этот двигатель предполагается использовать почти во

<sup>1)</sup> Raumfahrtforschung, 1965, № 1.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 29. VII. 1960; Raumfahrtforschung, 1966, № 2 и др.

<sup>3)</sup> Aeroplane, 2. V. 1960; Aviation Week, 10. X. 1966 и др.

<sup>4)</sup> Space/Aeronautics RaD., 1965, стр. 53.

<sup>5)</sup> Flight, 30. V. 1963.

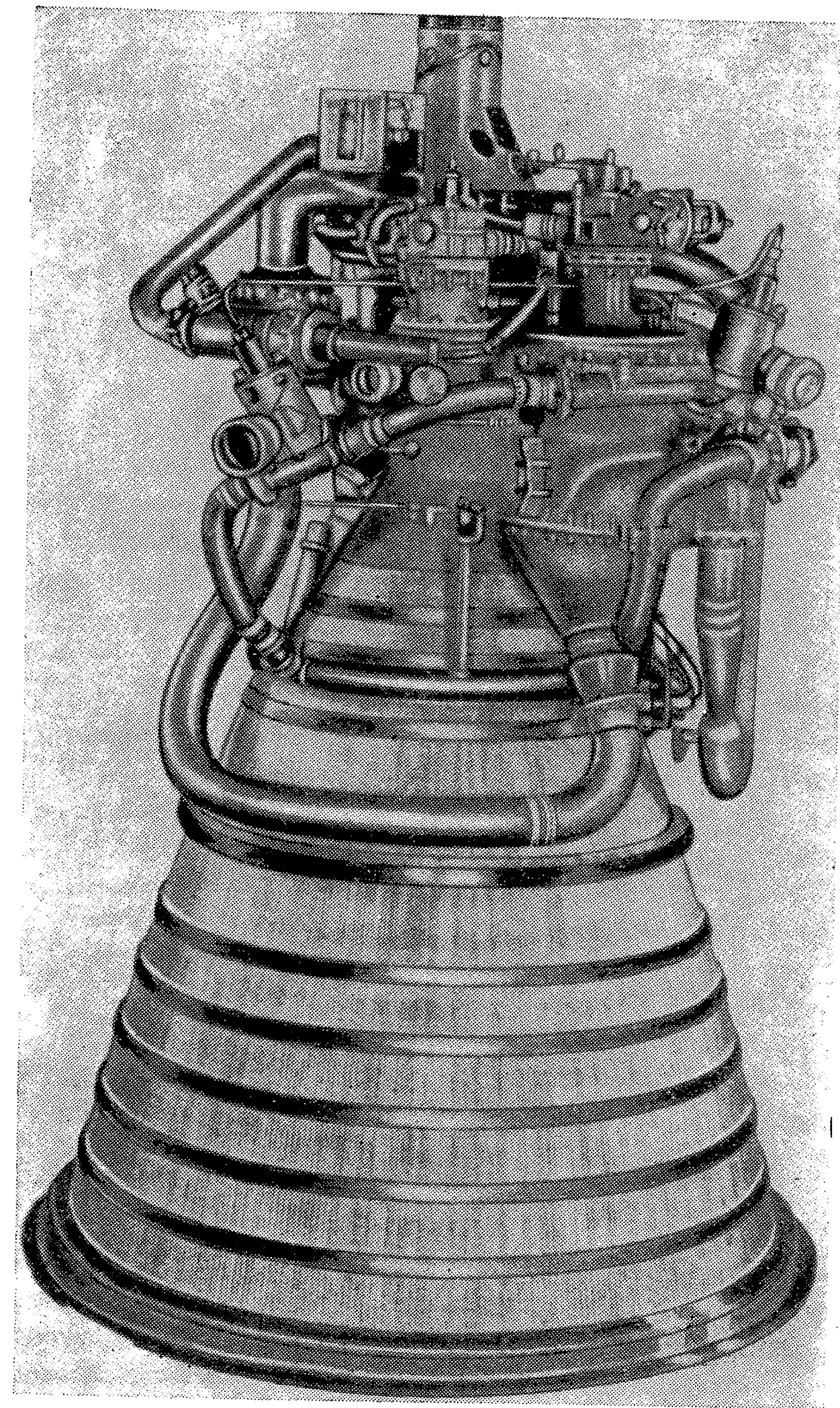


Рис. 7. Первый американский жидкостный ракетный двигатель RL-10 тягой 6800 кГ, работающий на жидком кислороде и жидком водороде (Missiles and Rockets, 17. XII 1962).



всех проектах мощных космических ракет США на их верхних ступенях и такое использование уже началось на ракете «Сатурн»<sup>1)</sup>. Высотная тяга двигателя равна примерно 91 000 кГ, вес около 1600 кГ. Разрабатывается усовершенствованная модель двигателя тягой 93 000 кГ<sup>2)</sup>. Создание двигателя J-2 свидетельствует, вероятно, о преодолении основных технических трудностей, связанных с работой ракетного двигателя на жидком водороде.

Наиболее мощный из числа известных двигателей США, предназначенных для работы на жидком водороде и жидком кислороде, разрабатывается фирмой Эроджет. Этот двигатель, получивший обозначение М-1, рассчитан на тягу 680 Т, его летные испытания намечались на 1969—1970 гг.<sup>3)</sup>. Он предназначался для установки на перспективных мощных космических ракетах-носителях, которые должны быть созданы вслед за «Сатурном», в частности, упоминалось о планах его установки на второй ступени ракеты-носителя «Нова»<sup>4)</sup>. Однако отсутствие конкретных разработок таких ракет, а также бюджетные затруднения привели к прекращению государственного финансирования работ по двигателю М-1; тем не менее фирма продолжает доводку и испытания важнейших узлов двигателя<sup>5)</sup>. В последнее время появились сообщения о предполагающейся разработке сверхмощной космической ракеты-носителя, способной вывести на орбиту спутника Земли полезный груз 1800 т; на верхних ступенях этой ракеты (первая ступень должна быть крылатой и иметь воздушно-реактивные двигатели) тоже должны быть установлены ракетные двигатели, работающие на жидком водороде и жидком кислороде<sup>6)</sup>. О каких именно двигателях идет речь, не сообщается.

<sup>1)</sup> Technology Week, 2. I. 1967, стр. 36.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 5. XII. 1966, стр. 24.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 29. VII. 1963, стр. 73. По некоторым сообщениям, в 1966 г. двигатель развивал при стендовых испытаниях тягу примерно 500 Т (Реферативный журнал «Космические исследования», XI, 1967, реф. 11.62.30).

<sup>4)</sup> Aviation Week, 1963, т. 78, № 3.

<sup>5)</sup> Technology Week, 5. IX. 1963, стр. 28; VDI-Zeitschrift, 1967, т. 109, № 12.

<sup>6)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», 1967, реф. 11.62.137.

Над аналогичными двигателями ведутся также работы в Англии<sup>1)</sup> и Франции<sup>2)</sup>, в частности, для верхних ступеней европейской ракеты-носителя ELDO-B<sup>3)</sup>.

В последнее время в США достигнуты определенные успехи в разработке экспериментального усовершенствованного космического ракетного двигателя, работающего на жидком водороде и жидком кислороде. Этот двигатель характеризуется высоким давлением в камере сгорания (порядка 210 атм) и использованием раздвижного реактивного сопла, что позволяет получить высокие значения удельного импульса при работе на больших высотах без чрезмерного снижения эффективности работы двигателя у земли и на малых высотах. Фирма Пратт Уитни, разрабатывающая двигатель (он получил обозначение RL-20), пока создала лишь его макет для отработки конструкции сопла (рис. 8). По расчетам, удельный импульс при работе двигателя в космосе может достичь 480 сек<sup>4)</sup>.

Сообщается о быстром расширении промышленного производства жидкого водорода в США и других странах. Кстати сказать, это производство требует большой затраты электроэнергии — на 1 т водорода примерно 14—20 тыс. кВтч, тогда как для жидкого кислорода соответствующее значение равно всего 1200 кВтч.

Несмотря на значительные эксплуатационные трудности, связанные с использованием жидкого водорода и вызываемые главным образом весьма низкой температурой его кипения, он, несомненно, найдет применение в качестве горючего для двигателей космических ракет будущего. Но выбор таких перспективных горючих водородом вовсе не исчерпывается, в частности, он включает в себя многие водородопроизводные, т. е. соединения водорода с другими химическими элементами. Из большого числа химических веществ, рассматривающихся учеными за рубежом в качестве возможных ракетных горючих, следует особо выделить группу легких металлов, в которую можно включить литий, бериллий, бор, алюминий и другие.

Идея использования металлов в качестве ракетного горючего родилась в нашей стране; она была высказана впервые пионерами ракетной техники Ф. А. Цандером и

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik, 1960, № 4, и др.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», 1964, № 8.

<sup>3)</sup> Flight, 16. VI. 1966, стр. 1011.

<sup>4)</sup> Aviation Week, 19. IX. 1966, стр. 61.

независимо от него Ю. В. Кондратюком. По идее Цандера, который впервые осуществил и опыты по сжиганию ряда металлов, в качестве горючего можно использовать конструкционные металлические элементы ракеты.

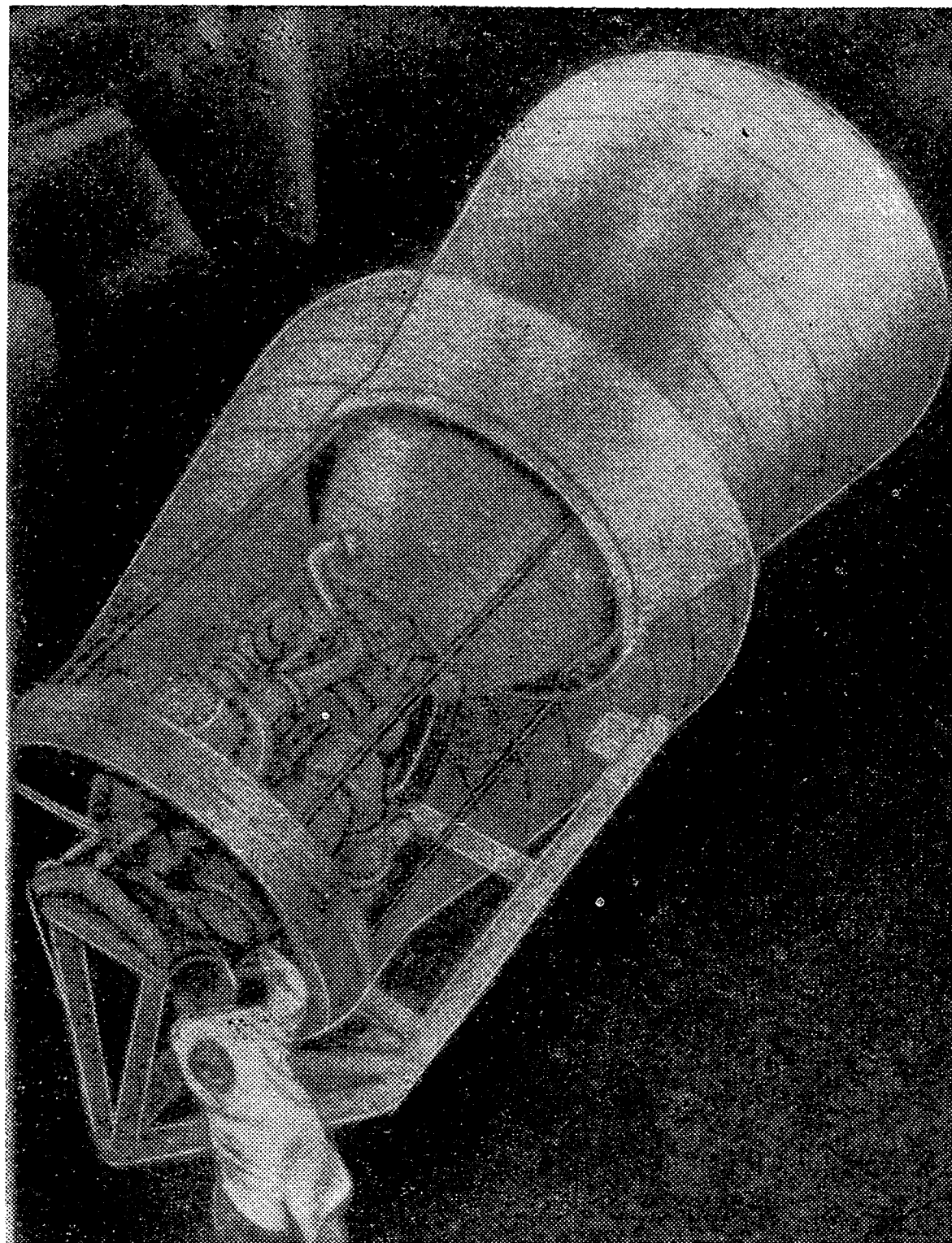


Рис. 8. Макет жидкостного ракетного двигателя Пратт Уитни с раздвижным реактивным соплом (Aviation Week, 19. IX 1966, стр. 61).

Мысль об использовании ряда легких металлов<sup>1)</sup> в качестве ракетного горючего появляется в связи с боль-

<sup>1)</sup> То, что эти металлы должны быть именно легкими, т. е. точнее, обладать малым молекулярным весом, легко понять: нас интересует теплота реакции 1 кг массы вещества, а чем легче молекулы,

шими значениями их теплоты сгорания, а также относительно большим удельным весом по сравнению с обычными топливами. Так, теплота сгорания бериллия составляет 16 100 ккал/кг, его удельный вес — 1,85; бора — 14 400 ккал/кг, а удельный вес — 2,3.

Эти значения теплопроизводительности приведены для сгорания в кислороде и отнесены к 1 кг горючего. Если же отнести их к 1 кг стехиометрической (т. е. соответствующей теоретически полному сгоранию) смеси горючего с кислородом, что отвечает условиям применения ракетного топлива, то теплопроизводительность<sup>1)</sup> бериллия будет равна 5850 ккал/кг, лития — 4850 ккал/кг, бора — 4560 ккал/кг, тогда как водорода — 3400 ккал/кг. Соответственные значения теоретической скорости истечения ( $W = 91,5 \sqrt{H}$ ) равны 7000, 6400, 6200 и 5300 м/сек. Как видно, водород является в этом смысле далеко не самым калорийным горючим, хотя при сгорании 1 кг водорода выделяется максимальное количество тепла (зато и количество кислорода, необходимого для такого сгорания, также велико).

Ряд химических соединений металлов с водородом обладает весьма высокой теплопроизводительностью, отнесенной к 1 кг горючего. В особенности это относится к соединениям бора, так называемым боргидридам или боранам. Диборан ( $B_2H_6$ ) обладает теплотой сгорания 17 250 ккал/кг (его удельный вес равен 0,447, в обычных условиях это газ), пентаборан ( $B_5H_9$ ) — 16 200 ккал/кг (удельный вес 0,64) и т. д. Гидрид лития (LiH) обладает несколько меньшей теплопроизводительностью, чем сам литий (9850 вместо 10 200 ккал/кг), но зато он значительно плотнее его (удельный вес 0,82 вместо 0,534). Гидрид бериллия ( $BeH_2$ ) обладает теплопроизводительностью около 18 000 ккал/кг. Возможны и более сложные соединения, например, боргидрид лития ( $LiBH_4$ ) и др. Практически могут быть использованы именно такие искусственно создаваемые сложные вещества, представляющие собой в основном комбинацию атомов водорода, бора и различных металлов.

Однако далеко не просто воспользоваться потенциальными возможностями металлических горючих. Очевидно, тем больше их число в 1 кг и, следовательно, больше выделяется химической энергии.

<sup>1)</sup> Часто в этом случае применяют термин «теплотворность».

Возможно использование только таких горючих этого рода, которые при нормальных условиях представляют собой жидкие, а не твердые вещества (к ним относятся и некоторые бораны, например, пентаборан, представляющий собой бесцветную жидкость с температурой кипения  $60^{\circ}\text{C}$ ). Что касается твердых металлических горючих, то возможны два пути — предварительное расплавление или приготовление суспензий, т. е. взвесей этих горючих в жидких, например, углеводородных горючих. Опыты по сжиганию подобных суспензий, в частности алюминия и магния в нефтяных горючих, производились в Советском Союзе Цандером.

Обычно металлические горючие весьма дороги, что связано главным образом с трудоемкостью их производства. Продукты сгорания этих горючих содержат твердые частицы окислов металлов, снижающие удельный импульс и оказывающие сильное абразивное действие на стенки сопла двигателя. Эти и другие недостатки таких горючих затрудняют их практическое применение. Однако уже сейчас им уделяется большое внимание и, можно думать, они найдут свое место на космических ракетах будущего. Весьма перспективно, как указывалось выше, применение металлических добавок и к твердым топливам. Кондратюк<sup>1)</sup> рассматривал также возможность использования таких перспективных высококалорийных горючих, как соединения кремния, в частности кремневодороды и т. д.

Приведенный выше обзор некоторых перспективных окислителей и горючих является по необходимости весьма кратким и никоим образом не исчерпывающим. В исследовательских лабораториях за рубежом изучаются сотни сочетаний химических веществ, способных стать эффективным ракетным топливом. Эти исследования весьма трудоемки, так как требуют проведения не только разнообразных физико-химических экспериментов, но и сложных и трудоемких расчетов для установления термодинамических и термохимических характеристик нового топлива. Не удивительно, что для подобных расчетов за рубежом стали применяться электронные вычислительные машины, значительно ускоряющие работу исследователей<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> Кондратюк Ю., Завоевание межпланетных пространств, Оборонгиз, 1947.

<sup>2)</sup> American Aviation Daily, № 16, 1956 и др.

Интересно отметить, что многие из исследуемых горючих являются своеобразной химической «экзотикой», редкостью. Зачастую общее количество таких веществ, полученных химиками, составляет всего несколько граммов. Но и этого достаточно, чтобы установить основные необходимые свойства предполагаемого топлива. Такие вещества, как бораны, еще в 1957 г. имелись за рубежом в совершенно ничтожных количествах, даже жидкий водород получался лишь в лабораториях, а теперь в США и других странах их выпуском занимаются мощные заводы. Таковы требования ракетной техники.

Какие же величины удельного импульса достижимы с помощью новых ракетных топлив, составленных из перечисленных выше перспективных окислителей и горючих?

Оценки различных зарубежных исследователей несколько расходятся, как и условия сравнения, что не позволяет дать однозначного ответа на этот вопрос. Однако близки к истине следующие значения максимального удельного импульса, достижимого при работе в космосе, т. е. при истечении в вакуум: для жидкого озона и жидкого водорода примерно 470—475 сек, для жидкого фтора и жидкого водорода примерно 460—465, для жидкого кислорода и жидкого водорода примерно 400—420, для жидкого фтора и боранов примерно 390—400<sup>1)</sup>. Встречаются оценки с меньшими значениями. Для сохраняемых, т. е. не криогенных топлив, называются меньшие возможные значения удельного импульса, порядка 380—400 и даже 360—380 сек. По ряду сообщений за рубежом<sup>2)</sup> достигнуты значительные успехи в области теплоизоляции, настолько уменьшающие потери на испарение криогенных топлив даже при длительном хранении<sup>3)</sup>, что эти топлива становятся мало отличающимися от «сохраняющихся», о которых говорилось выше (стр. 45). Вследствие этого

<sup>1)</sup> Известный немецкий ученый Э. Зенгер считает достижимым максимальное значение удельного импульса 500 сек (Astronautica Acta, 1962, v. 8, № 6). Для  $\text{OF}_2$  и жидкого водорода приводится величина 473 сек (Space Astronautics, I, 1963).

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, VII, 1959; Mechanical Engineering, VI, 1962 и др.

<sup>3)</sup> Так, указывается, что некоторые новые виды теплоизоляции уменьшают потери на испарение жидкого водорода более чем в 20 раз по сравнению с обычными методами хранения, т. е. примерно до 9% в год (Missiles and Rockets, VII, 1959, № 28; Machine Design, 2. III. 1961 и др.).



применение последних в случаях, когда необходим максимально возможный удельный импульс, вряд ли будет оправдано. В еще большей мере это касается твердых топлив<sup>1)</sup>. В последнее время за рубежом большое внимание уделяется ракетным двигателям, работающим на смешанном топливе, один из компонентов которого жидкий, а другой — твердый (как уже отмечалось, такие двигатели тоже называют иногда гибридными). В США над подобными двигателями работают все ведущие фирмы<sup>2)</sup>. В Англии запатентован также двигатель на смешанном жидкостно-газовом топливе<sup>3)</sup>, однако такой двигатель не имеет особых перспектив применения. Иное дело двигатели на твердо-жидком топливе, причем обычно твердый компонент представляет собой горючее или топливную смесь, сильно обогащенную горючим, а жидкий компонент — окислитель (по сообщениям печати, только фирма Тиокол в США работает над двигателем с обратной комбинацией, т. е. жидким горючим и твердым окислителем<sup>4)</sup>). Принципиальным преимуществом таких двигателей является то, что они сочетают достоинства двигателей твердого топлива — простоту, компактность, малый вес, способность к длительному хранению и др., с присущей двигателям жидкого топлива относительно большой безопасностью, а также способностью к регулированию тяги и даже полной остановки с последующим повторным пуском.

Мало того, возможность сочетания твердого горючего и жидкого окислителя не только позволяет получить увеличенное значение удельного импульса по сравнению с твердыми топливами, но и применять специфические высококалорийные топливные комбинации с весьма высокими значениями удельного импульса (в частности, в США исследуются гибридные двигатели с добавками гидридов легких металлов к топливу<sup>5)</sup>). Как указывается в зарубежной печати<sup>6)</sup>, в таких двигателях возможно достижение удельного импульса до 365 сек и даже выше. А для

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 2. II. 1959 и др.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», 1967, № 11.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 28. III. 1960.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 1962, II, № 19.

<sup>5)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», IX, 1967, реф. 9.34.119 и др.

<sup>6)</sup> Space/Aeronautics, IV, 1964, «Вопросы ракетной техники», 10, 1966 и др.

гидрида бериллия ( $\text{BeH}_2$ ) в качестве горючего и 98%-й перекиси водорода в качестве окислителя приводится величина удельного импульса 498 сек<sup>1)</sup>! Все это позволяет рассчитывать на несомненное применение двигателей смешанного топлива в ракетной технике будущего, включая и космонавтику<sup>2)</sup>. Однако, как видно, по величине удельного импульса эти топлива вряд ли когда-нибудь превзойдут наиболее калорийные жидкие топлива.

Конечно, поиски новых калорийных ракетных топлив будут настойчиво продолжаться и впредь, поскольку современные значения удельного импульса могут быть с их помощью увеличены примерно на 50%. Однако вряд ли здесь можно ожидать каких-либо сенсационных открытий, так как теплоты химических реакций в общем уже достаточно хорошо известны химикам. Более того, наука позволяет сейчас достаточно точно для практических нужд определить расчетным путем теплоту реакции по известному химическому строению реагирующих веществ, обходясь таким образом без многочисленных излишних экспериментов. Правда, подобные расчеты не просты — высокие температуры в двигателе вносят много нового и необычного в процессы преобразования химической энергии топлива в тепло: в ходе этих процессов появляются и исчезают многочисленные новые молекулы и их обломки, процессы происходят необычайно быстро и т. п. Перед учеными стоят еще серьезные задачи изучения физико-химии процесса сгорания в ракетных двигателях.

В этих исследованиях, кстати сказать, весьма велика роль электронных вычислительных машин, без них необходимые трудоемкие расчеты отняли бы слишком много времени, а иногда были бы просто практически невозможными.

Следует отметить, что наряду с главным ограничением, связанным с потенциальной энергией химических связей (речь идет, как указывалось выше, о так называемых валентных связях, характеризующих строение внешних электронных оболочек молекул), существуют и иные

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 9. VIII. 1965, стр. 23. Правда, в других источниках приводятся меньшие значения, хотя и тоже очень высокие (например, Raumfahrtforschung 4, 1965, стр. 92).

<sup>2)</sup> Space Astronautics, II, 1963; American Machinist, 16. I. 1967 и др.

физико-химические ограничения как возможной величины удельного импульса, так и практической возможности использования химического топлива в двигателе. О важнейших из этих ограничений можно судить по часто используемой в ракетной технике формуле зависимости удельного импульса от параметров рабочих газов в двигателе:

$$J = k \sqrt{\frac{T}{\mu}},$$

где  $T$  — абсолютная температура газов в камере сгорания двигателя,  $\mu$  — молекулярный вес продуктов реакции, вытекающих из двигателя,  $k$  — коэффициент, который с достаточной точностью (порядка 10%) можно считать постоянным.

Такая зависимость удельного импульса от температуры и молекулярного веса газов в общем понятна и не должна вызывать недоумений. Действительно, скорость истечения газов изменяется, как учит термодинамика, пропорционально корню квадратному из их температуры. Что же касается влияния молекулярного веса, т. е. массы вытекающих молекул, то и здесь ясно, что чем меньше эта масса, тем, при той же энергии молекул, больше их скорость. Кинетическая энергия есть половина произведения массы на квадрат скорости, поэтому при постоянстве этого произведения скорость изменяется обратно пропорционально корню квадратному из массы, т. е. из молекулярного веса. Когда молекулярный вес вытекающих газов увеличивается вчетверо, скорость истечения уменьшается вдвое.

Очевидно, что наибольшему значению скорости истечения и, следовательно, удельного импульса, отвечает максимальная величина отношения температуры к молекулярному весу. Вот почему не всегда топливо с наибольшей температурой сгорания дает наибольший импульс, как и топливо с наименьшим молекулярным весом продуктов сгорания. Так, например, максимальную температуру из известных топлив можно получить при сжигании ацетилена ( $C_2H_2$ ) с озоном; эта температура равна примерно  $5240^\circ C^1$ ), но из-за относительно большого молекулярного веса продуктов сгорания удельный им-

пульс в этом случае далеко не максимален и равен примерно 320 сек.

Поэтому иной раз оказывается целесообразным искусственно снижать температуру сгорания, если это позволяет соответственно уменьшить молекулярный вес продуктов реакции. В частности, при работе на водороде в качестве горючего оказывается выгодным идти на то, чтобы часть водорода не сгорала и для этого вводить в топливную смесь примерно на  $1/5$  избыточное количество водорода.

По другим данным, в некоторых зонах камеры сгорания двигателя, работающего на жидком водороде и жидком кислороде при достаточно большом давлении в камере (речь идет об экспериментальном двигателе RL-20, см. стр. 63), температура газов может достигать  $5500^\circ$  и даже  $6000^\circ K^1$ ).

Другой выгодной возможностью может оказаться применение так называемого трехкомпонентного топлива; работы в этом направлении в последнее время форсируются в США<sup>2</sup>). Такое топливо должно состоять из трех основных частей: горючего (предполагается, очевидно, использование высококалорийного металлического горючего в виде суспензии), окислителя (возможен жидкий кислород или другие окислители) и жидкого водорода или какого-нибудь иного низкомолекулярного вещества. В этом случае третье вещество, например, водород, в реакции сгорания участия не принимает и служит лишь для уменьшения молекулярного веса вытекающих из двигателя продуктов сгорания горючего и окислителя. Эти продукты, имеющие высокую температуру, смешиваются затем с водородом перед расширением в сопле. Так, может оказаться возможным сочетание высокой температуры с малым молекулярным весом, необходимое для увеличения удельного импульса. Эти теоретические предположения получили подтверждение в серии опытов, проведенных в США фирмой Рокит Рисерч на экспериментальном двигателе тягой около 7 кГ. Двигатель работал на трехкомпонентном топливе: литий — фтор — водород<sup>3</sup>). В сгорании принимали участие только два первых компонента с образованием в качестве продукта реакции фторида лития, а

<sup>1</sup>) Raketentechnik und Raumfahrtforschung, № 4, 1963, стр. 177.

<sup>2</sup>) Science News, 24. XII. 1966.

<sup>3</sup>) Flight, 12. I. 1967; Spaceflight, IV, 1967 и др.

<sup>1</sup>) Aircraft Engineering, VIII, 1957,



затем к нему добавлялся водород. Величина теоретического удельного импульса, полученная в исследованиях, превышала 500 сек!

В зарубежной печати указывается, что еще несколько бóльшим должен быть удельный импульс для трехкомпонентного топлива бериллий — кислород — водород; вероятно, это топливо обеспечивает наибольший возможный удельный импульс для химических топлив вообще. Однако не следует думать, что именно трехкомпонентному топливу суждено стать наиболее эффективным топливом для жидкостных ракетных двигателей. Легко видеть, что ракета на таком топливе будет обладать рядом недостатков — увеличенным весом и сложностью, бóльшим объемом баков для легкого «третьего компонента», усложненным рабочим процессом двигателя и др. В частности, если не удастся эффективно передать тепловую энергию от горячих продуктов сгорания холодному «третьему компоненту», т. е. добиться идеального теплового равновесия, то эффективность двигателя резко снизится. В общем, может оказаться, что на практике трехкомпонентное топливо, несмотря на свой высокий теоретический удельный импульс, будет хуже, чем лучшие двухкомпонентные топлива.

Легко видеть, что практически достижимые значения температуры и молекулярного веса продуктов сгорания и представляют собой дополнительные естественные ограничения величины возможного удельного импульса. Минимальное значение молекулярного веса продуктов сгорания практически соответствует топливу, состоящему из фтора и водорода. Это значение равно 8,9 и представляет собой значительный прогресс по сравнению со средним значением для современных ракетных топлив, равным примерно 20. Не удивительно, что этому топливу, как указывалось выше, отвечает значение удельного импульса, близкое к максимально достижимому.

Ограничение максимальной температуры связано как с надежностью работы двигателя, так и с характером физико-химических процессов, происходящих при высокой температуре. С повышением температуры газов все бóльшая часть подводимой к ним энергии затрачивается не на увеличение поступательной скорости движения молекул, что интересует ракетную технику, а на увеличение их внутренней энергии. Атомы, составляющие молекулы газов, начинают все сильнее колебаться, вибрировать, а затем

все бóльшее число молекул, не выдерживая этих вибраций, рвется на составные части, диссоциирует. Так, например, при температуре 2750°С уже примерно 5% всех молекул воды распадается, диссоциирует на атомы водорода и кислорода. При максимальных температурах, встречающихся в современной ракетной технике, сильно сказывается диссоциация продуктов реакции всех без исключения топлив<sup>1)</sup>. Можно считать предельной в этом отношении температуру порядка 5000—5500°С. При подобной температуре реакция сгорания просто не может идти: молекулы продуктов сгорания распадаются сразу же после образования. Следовательно, химическая энергия так и не выделяется, двигатель работать не может. При еще бóльших температурах подводимая к газу энергия затрачивается уже на так называемое электронное возбуждение атомов, т. е. перевод их электронов на более отдаленные от ядра орбиты, и, наконец, на ионизацию, т. е. полный отрыв электронов.

Таковы возможности и ограничения химических ракетных топлив, ярко демонстрирующие одновременно и силу и слабость химии. Конечно, при использовании указанных выше перспективных топлив с высоким, максимально возможным удельным импульсом ракетная техника сможет одержать новые замечательные победы. И, вероятно, даже в отдаленном будущем некоторые задачи космонавтики, в частности, взлет космических ракет, смогут осуществляться с их помощью. Для этого придется создавать ракетные системы огромного веса со сверхмощными двигателями или группами (связками) двигателей тягой в десятки раз бóльшей, чем максимальная тяга существующих двигателей. Без этого не удастся обеспечить большой полезный груз ракеты, необходимый для совершения сложных космических полетов, в особенности — полета человека.

О размерах и внешнем виде будущих космических ракет можно судить, в частности, по разрабатываемым в США их проектам. Так, например, ракетная система

<sup>1)</sup> Следует иметь в виду, конечно, что хотя диссоциация уменьшает температуру сгорания, она вместе с тем приводит и к уменьшению молекулярного веса продуктов сгорания, вследствие чего практически удельный импульс, зависящий от отношения этих двух величин, изменяется мало. Решающим является ограничение температуры, связанное с работоспособностью двигателя.

«Сатурн-5», предназначенная для осуществления полета трех космонавтов на Луну по проекту «Аполлон», состоит из трех ступеней. Взлетная масса этой космической ракеты-носителя равна  $2760 \text{ т}^1$ ), ее высота с установленным сверху «лунным» кораблем «Аполлон» равна примерно  $110 \text{ м}$ , — как у 36-этажного здания, диаметр первой, самой нижней ступени —  $10 \text{ м}^2$ ). Масса полезной нагрузки при полете на Луну составляет, по разным данным,  $40\text{—}43 \text{ т}$ , а при выводе на низкорасположенную околоземную орбиту  $109\text{—}130 \text{ т}^{1,2,3}$ ). На первой ступени ракеты установлена связка из пяти жидкостных ракетных двигателей F-1 тягой по  $690 \text{ Т}$ , так что общая тяга двигательной установки этой ступени равна  $3450 \text{ Т}^4$ ). Эти двигатели работают на жидком кислороде и углеводородном горючем. На второй ступени находятся пять двигателей J-2 тягой по  $93 \text{ Т}$ , развивающих, таким образом, суммарную тягу  $465 \text{ Т}$  (в вакууме — по  $104 \text{ Т}$ , т. е. всего  $520 \text{ Т}^4$ ); они работают, как указывалось выше, на жидком кислороде и жидком водороде. Наконец, на третьей ступени установлен один двигатель J-2, всего же на ракете установлено 92 ракетных двигателя разного назначения, хотя маршевых только 11.

Несмотря на внушительные размеры ракеты и огромное количество запасенного на ее борту топлива — более  $2600 \text{ т}$ , она в состоянии обеспечить полет космонавтов не непосредственно на Луну, а лишь до селеноцентрической, т. е. окололунной орбиты спутника. С этой орбиты посадочный отсек с двумя космонавтами должен достичь лунной поверхности; третий космонавт остается в корабле на селеноцентрической орбите и ждет там своих товарищей, отправившихся на Луну. Именно так была совершена первая лунная экспедиция космонавтов Армстронга, Олдрина и Коллинза в июле 1969 г.

Для подготовки и отработки полета «лунной» ракеты «Сатурн-5» в США был создан более простой и уменьшенный вариант ракеты — «Сатурн-1». На первой ступени

этой двухступенчатой ракеты установлена связка из 8 жидкостных ракетных двигателей H-1 тягой по  $85 \text{ Т}$ , так что их общая тяга равна  $680 \text{ Т}$  (рис. 9), диаметр этой ступени  $6,5 \text{ м}^1$ ).

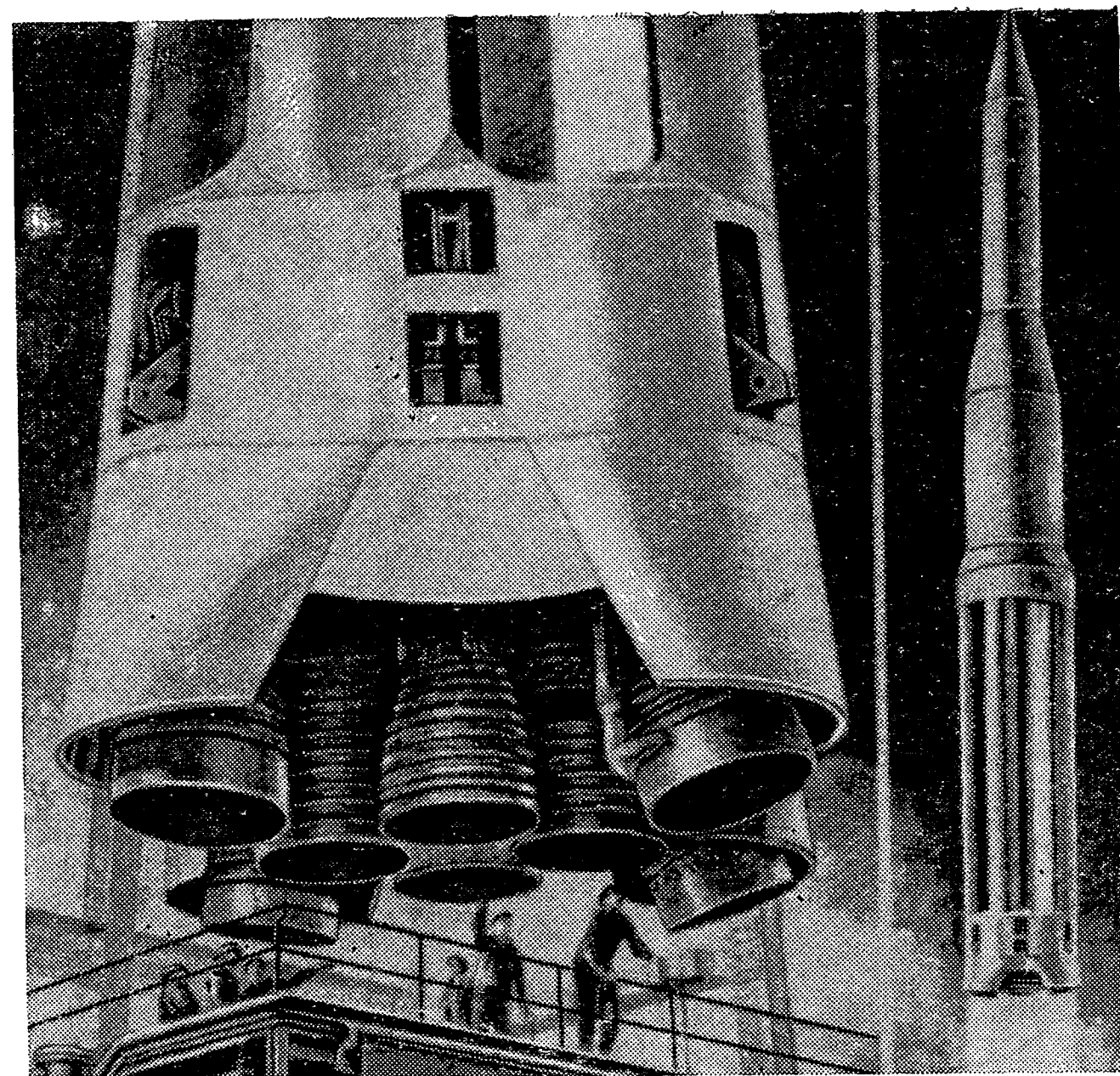


Рис. 9. На ракете «Сатурн-1» установлена связка из 8 жидкостных ракетных двигателей H-1 общей тягой  $680 \text{ Т}$  (Airlift, XI, 1960; Interavia, II, 1963 и др.).

Усовершенствованный вариант той же ракеты «Сатурн-1В» имеет на первой ступени форсированные двигатели H-1 с тягой, увеличенной до  $93 \text{ Т}$ , так что общая тяга двигательной установки составляет  $744 \text{ Т}$ . Общая длина этой ракеты с кораблем «Аполлон» около  $68 \text{ м}$ , ее взлетный вес примерно  $590 \text{ Т}$ . На второй ступени установлен один двигатель J-2. Ракета совершила несколько испытательных полетов в космос; в одном из таких по-

<sup>1)</sup> Space World, IV, 1966.

<sup>1)</sup> «Вопросы ракетной техники», 1967, № 8. В других вариантах —  $2900 \text{ т}$ .

<sup>2)</sup> Interavia, 1966, № 10.

<sup>3)</sup> Technology Week, 6. III. 1967.

<sup>4)</sup> В вакууме эти двигатели развивают тягу по  $775 \text{ Т}$ , так что суммарная тяга равна  $3875 \text{ Т}$  (Flugwelt, VI, 1967).

тов в 1966 г. она вывела на околоземную орбиту полезный груз 18 т<sup>1)</sup>.

На страницах специальных журналов США обсуждаются различные проекты новых, еще более мощных космических ракет-носителей, в частности, способных совершить и прямой полет Земля — Луна — Земля, хотя реальных планов создания таких ракет еще нет. По одному из таких проектов ракеты-носителя «Нова»<sup>2)</sup> она должна иметь в одном из вариантов три ступени с установленной на первой ступени связкой из 12 двигателей F-1 тягой по 680 Т, т. е. общая взлетная тяга составит 8160 Т. На второй ступени будут установлены четыре двигателя M-1, а на третьей ступени — один двигатель J-2. Как сообщалось в печати, ракета должна выводить на околоземную орбиту полезный груз 225 т (по другим данным даже 350 т) и сообщать вторую космическую скорость грузу в 75—90 т<sup>3)</sup>.

О дате начала работы над этим проектом никаких сведений нет. По другим данным<sup>4)</sup> взлетная масса ракеты «Нова» превысит 11000 т, а суммарная тяга ее двигателей — 13600 Т.

Двигатели F-1, установленные на первой ступени космической ракеты-носителя «Сатурн-5», — самые мощные из имеющихся двигателей США (рис. 10); такую же тягу должны развивать и разрабатываемые двигатели M-1, о которых говорилось выше. В ходе многочисленных стендовых испытаний двигателей M-1 выявились серьезные трудности доводки, связанные прежде всего с неустойчивым сгоранием<sup>5)</sup>, что существенно задержало отработку двигателя. Как указывалось выше, финансирование работы по двигателю в настоящее время прекращено. Вес двигателя равен примерно 8150 кг, его максимальный диаметр 3,6 м. При полной тяге в двигатель подается ежесекундно более трех тонн топлива; насосы для его подачи приводятся во вращение газовой турбиной мощностью 55—60 тыс. лошадиных сил<sup>6)</sup>.

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», XI, 1967, реф. 11.62.30.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, IX, 1962.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 10. IX. 1962.

<sup>4)</sup> Astronautics and Aerospace Engineering, VII, 1963, стр. 127.

<sup>5)</sup> Astronautics, I, 1963 и др.

<sup>6)</sup> Flight, 28. IV. 1966, стр. 706.

В зарубежной печати упоминается о планах разработки в США еще более мощных двигателей, необходимых для перспективных космических ракет-носителей. Считается технически возможным создание жидкостных ракетных двигателей тягой вплоть до 25000 Т<sup>1)</sup>. Указывается, например, что фирма Рокетдайн уже построила некоторые элементы двигателя, рассчитанного на тягу 13600 Т<sup>2)</sup>,

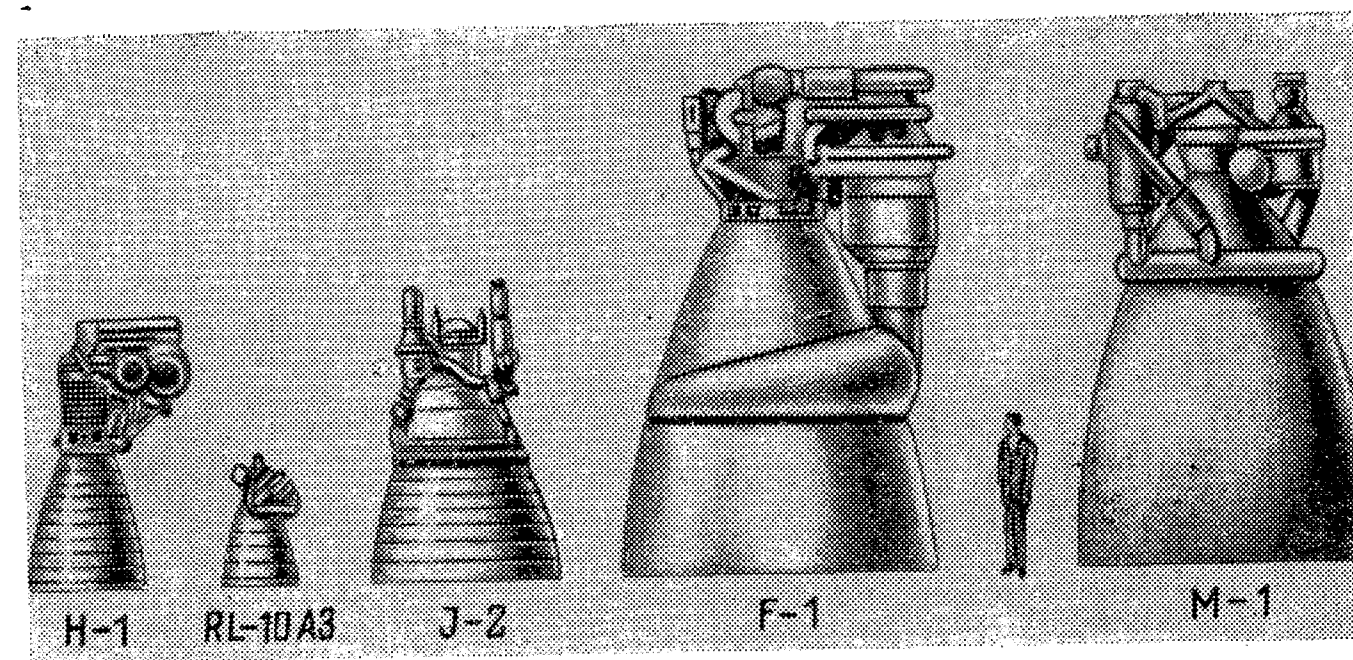


Рис. 10. Жидкостные ракетные двигатели ракет «Сатурн» и «Нова» (США) (Interavia, X, 1962).

фирма Эроджет разработала проект двигателя «Космос» тягой 2700 Т<sup>3)</sup>, фирма Дуглас в своих проектах мощных космических ракет-носителей ориентируется на двигатель тягой более 4000 Т<sup>4)</sup> и т. д. По некоторым проектам двигатель тягой порядка 13000 Т должен иметь высоту примерно 21 м<sup>5)</sup>.

Как указывает зарубежная печать, ракета типа «Нова» близка к максимально допустимой по размерам при использовании даже перспективных высококалорийных химических топлив. Правда, за рубежом предлагаются проекты и более мощных термохимических ракет, в частности, например, по проекту «Морской дракон» — взлетная масса этой двухступенчатой ракеты, базирующейся на море, должна составлять 18—20 тыс. т, полезный

<sup>1)</sup> Flight, 28. IV. 1966, стр. 706.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», 6, 1967.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 30. I. 1961.

<sup>4)</sup> Flight, 15. XII. 1966, стр. 1040.

<sup>5)</sup> Missiles and Rockets, 12. XI. 1962.



груз, выводимый на околоземную орбиту — 500—700 т<sup>1)</sup>. По проектной разработке фирмы Дуглас, о которой упоминалось выше, космическая ракета-носитель с двигателями, работающими на жидком кислороде и жидком водороде, должна выводить на околоземную орбиту полезный груз до 1800 т<sup>2)</sup>. Однако, вероятно, дальнейшее увеличение размеров ракетных систем будет связано с использованием не химической, а несравненно большей по величине внутренней энергии.

Чтобы закончить главу о возможностях химии на службе ракетной техники, следует еще раз внимательно оценить все скрытые ресурсы этой великой науки.

Вот, например, один из таких ресурсов, привлекающий к себе в последнее время определенное внимание за рубежом. Речь идет об использовании источников химической энергии, лежащих вне самой ракеты. Понятно, что такое увеличение энергетических ресурсов ракеты могло бы расширить диапазон решаемых ею задач. Вместе с тем известно, что реактивные двигатели современных самолетов широко используют этот путь, заимствуя часть энергетических ресурсов из атмосферы, в которой совершают полет, в виде засасываемого из этой атмосферы окислителя — кислорода. Но ведь и взлетающая с Земли космическая ракета тоже вынуждена пересекать плотные слои атмосферы, преодолевая связанное с этим аэродинамическое сопротивление и расходуя на это часть своих энергетических ресурсов. Нельзя ли превратить атмосферу из врага в союзника взлетающей ракеты? Один путь достижения этой цели известен — в случае ракеты, совершающей посадку, удастся использовать аэродинамическое торможение с целью уменьшения затрат топлива на торможение с помощью ретроракет (тормозных двигателей) и, таким образом, уменьшить необходимую идеальную скорость космической ракеты. Как осуществить такое «сотрудничество» с атмосферой в случае взлетающей ракеты?

Ответ на этот вопрос очевиден. Такая возможность связана с установкой на первых ступенях ракеты воздушно-реактивных двигателей, например, турбореактивных и прямоточных. За рубежом разрабатывается ряд

проектов такого рода. В особенности пригодны для подобного использования прямоточные двигатели с так называемым сверхзвуковым сгоранием (в этих двигателях топливо сгорает в воздушном потоке, движущемся со сверхзвуковой скоростью, что позволяет резко уменьшить размеры и вес двигателя по сравнению с обычными прямоточными двигателями, внутри которых воздушный поток до сгорания затормаживается до дозвуковой скорости) и различные гиперзвуковые прямоточные двигатели. Правда, такие двигатели еще не доведены до эксплуатационной готовности, но за рубежом они подвергаются интенсивным исследованиям. Помимо выигрыша в величине удельного импульса, применение совершенных прямоточных двигателей может привести также к уменьшению веса ракеты, что в свою очередь, как указывалось выше, увеличивает достижимую характеристическую скорость. Особенно выгодно применение прямоточных двигателей на возвращаемых с целью повторного использования ступенях ракеты-носителя<sup>1)</sup>.

По мнению некоторых исследователей, использование взлетных ступеней космических ракет с воздушно-реактивными двигателями приведет к увеличению эффективного удельного импульса топлива на этих ступенях за счет энергии атмосферного кислорода до 500—600 сек (ведь для турбореактивного двигателя величина удельного импульса составляет примерно 3000 сек). Так как именно на этих ступенях находится обычно основная часть общего запаса топлива на ракете, то и среднее значение удельного импульса для всего топлива, запасенного на ракете, таким образом, также существенно возрастет. Это увеличение может составить 50—100 сек, т. е. максимально возможное эффективное значение удельного импульса всего топлива может достичь почти 600 сек. Большой эффект! По одному из подобных проектов в США предполагалось создать ступень тяжелой космической ракеты «Арктур», снабженную турбопрямоточными двигателями и весящую около 550 Т. Эта ступень будет разгонять ракету общим весом около 1650 Т до скорости 1200 м/сек, причем возможны, конечно, и значительно большие скорости. По расчетам, ракета сможет обеспечить плавную посадку на Луну груза весом 27 т. Разрабатываются проекты

<sup>1)</sup> Astronautics, I, 1963.

<sup>2)</sup> Machine Design, 22. XII. 1966, стр.

<sup>1)</sup> Astronautics a. Aeronautics, II, 1967, стр. 65,

установки на подобных ступенях и ракетнопрямоточных двигателей, в которых обогащенные горючим продукты сгорания ракетного двигателя будут вытекать в прямоточный двигатель, где произойдет дожигание газов с использованием атмосферного кислорода. Для облегчения засасывания атмосферного воздуха в этот двигатель предполагается установить на ракете специальное устройство — эжектор, в котором используется подсосывающее действие высокоскоростной реактивной струи, вытекающей из ракетного двигателя. Подобные эжекторные насадки на двигателях уже исследуются за рубежом<sup>1)</sup> и с ними связывают серьезные надежды. Подсосывание воздуха в реактивную струю может привести к увеличению удельного импульса даже при отсутствии сгорания за ракетным двигателем, только за счет увеличения тяги из-за роста массы газов в реактивной струе. Однако реализация этих идей связана с серьезными техническими трудностями. По некоторым проектам в качестве стартовых ступеней предполагается использовать существующие и создаваемые тяжелые реактивные самолеты; по другим проектам создаются специализированные летательные аппараты. По одному из сообщений фирма Тексако (США) предполагала создать воздушно-реактивные двигатели для космических ракет-носителей с тягой при взлете до 55 Т<sup>2)</sup>.

Использование атмосферного кислорода мыслится некоторыми авторами и иначе. По их мнению, с помощью специального летательного аппарата с воздушно-реактивными двигателями, совершающего длительные полеты у границ плотной атмосферы, т. е. на высотах порядка 80—110 км, можно осуществить конденсацию и накопление кислорода из атмосферы<sup>3)</sup>. Эта возможность связана с тем, что, как показывает расчет, мощность двигателей на таких высотах оказывается достаточной и для преодоления лобового сопротивления аппарата и для осуществления процесса сжижения кислорода (рис. 11). Считается, что после накопления кислорода в количестве, равном весу летательного аппарата, может быть осуществле-

на дальнейшая фаза космического полета с помощью жидкостного ракетного двигателя, работающего на жидком водороде. Может быть организована и передача жидкого кислорода другим космическим ракетам путем заправки в полете. Конечно, и этот метод мог бы дать несомненные

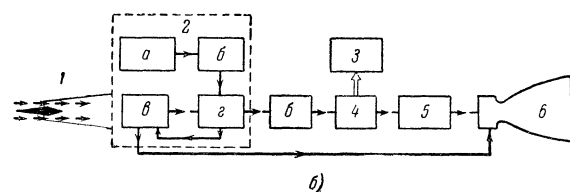
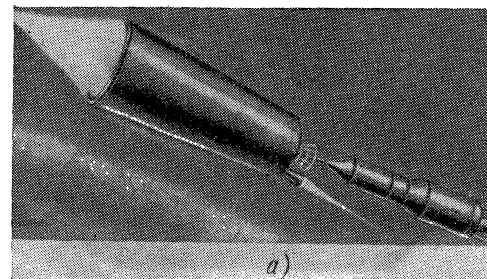


Рис. 11. В гиперзвуковом полете на большой высоте можно накапливать сжиженный воздух из атмосферы.

а) Искусственный спутник — аккумулятор жидкого воздуха заправляет космический корабль в полете на орбите на высоте порядка 100—110 км (рисунок по проекту «Профак») (Аеро, № 4, 1960); б) схема устройства силовой установки со сжижением атмосферного воздуха (по проекту «Ласе») (Aviation Week, № 19,75, 1961). 1 — гиперзвуковой воздухозаборник; 2 — установка для сжижения; а — бак с жидким водородом, б — насос, в — камера предварительного охлаждения, г — конденсатор; 3 — жидкий азот; 4 — сепаратор; 5 — жидкий воздух (обогащенный); 6 — камера сгорания.

выгоды, но здесь, как видно, имеется много задач, которые еще должны быть решены<sup>1)</sup>.

Может быть, еще более радикальным является другое предложение об использовании энергетических ресурсов земной атмосферы на службе ракетной техники. Не

<sup>1)</sup> Эти работы проводятся, в частности, в США по проектам «Профак» и «ЛАСЕ». Aviation Week, 31. X. 1960, 6. XI. 1961; Flight, 26. XII. 1963 и др.

<sup>1)</sup> Spaceflight, XII, 1966, стр. 436; Raumfahrtforschung, 1966, № 2, стр. 49.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 8. IV. 1963.

<sup>3)</sup> Journal of the British Interplanetary Society, 1964, т. 19, № 11, стр. 484; «Авиация и космонавтика», I, 1968, № 1,

удивительно, что ему в последнее время уделяется за рубежом и повышенное внимание. Речь идет о верхних слоях земной атмосферы как практически неисчерпаемой кладовой активных химических веществ, которые могут служить превосходным ракетным топливом. Эти вещества образуются в результате взаимодействия атмосферы с коротковолновым излучением Солнца, т. е. они являются продуктами фотохимических реакций, идущих под действием этого излучения. Как было подтверждено с помощью ракетных исследований ионосферы, на высотах более 80—100 км молекулы кислорода, а затем и азота, диссоциируют, т. е. распадаются на составляющие их атомы. Такой распад, требующий затраты значительных количеств тепла, идет под действием жесткого, в особенности ультрафиолетового коротковолнового излучения Солнца. Образующиеся таким образом за счет аккумуляирования солнечной энергии атомарные газы, кислород и азот, весьма активны химически и стремятся снова к слиянию в молекулы с выделением затраченной на диссоциацию энергии. Произведенные некоторыми зарубежными специалистами расчеты показывают, что количество запасенной таким образом в атмосфере химической энергии превосходит энергию всех известных запасов химического топлива на Земле. Однако на больших высотах воздух столь разрежен, что необходимые для процесса воссоединения, или рекомбинации, столкновения молекул происходят весьма редко, реже, чем диссоциация все новых молекул. В результате концентрация атомарных газов возрастает. Только ночью, когда нет источника процесса диссоциации, часть атомов рекомбинирует снова, образуя молекулы. Кстати сказать, именно этому процессу рекомбинации, сопровождающемуся выделением энергии, мы обязаны эффектом ночного свечения неба — полученную при столкновении с рекомбинирующими молекулами энергию другие атомы и молекулы отдают в виде света.

В 1956 г. в США были осуществлены первые попытки экспериментального доказательства возможности ускорения процесса рекомбинации атомарных газов атмосферы. Для этого с ракеты «Эроби», запущенной в ионосферу, на высоте около 90 км было выброшено примерно 9 кг вещества, являющегося катализатором, т. е. ускоряющим реакцию рекомбинации атомарного кис-

лорода. Немедленно вслед за этим в ночном небе образовалось быстрорастущее и яркое зеленовато-белое облако — начался бурный процесс рекомбинации.

Неудивительно возникновение мысли о возможности осуществления подобного каталитического процесса рекомбинации внутри двигателя ракеты с тем, чтобы использовать выделяющуюся при этом энергию для создания движущей реактивной струи. Подобные предложения неоднократно высказывались как у нас в стране, так и за рубежом. Некоторые авторы, предлагающие идею использования фотохимической энергии, запасенной в атмосфере, называют двигатели такого рода хемосферными, поскольку зону ионосферы с максимальной интенсивностью процесса диссоциации газов называют иногда хемосферой, другие предпочитают термин «ионосферные двигатели».

Принципиальное устройство хемосферного, или ионосферного, двигателя весьма просто. Он напоминает собой обычный сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель — спереди через воздухозаборное отверстие в двигатель поступает атмосферный воздух с высокой концентрацией атомарных газов, сзади через сопло вытекает раскаленная струя рекомбинировавших молекул кислорода и азота. Место камеры сгорания этого двигателя, работающего без какого бы то ни было топлива, занимает рабочая камера рекомбинации, в которой помещен катализатор. В частности, в зарубежной печати указывалось, что одним из наилучших возможных катализаторов является золото — тонким слоем оно может покрывать стенки камеры и перегораживающую ее решетку. Впрочем, катализатор может оказаться и вовсе ненужным, так как в результате сжатия набегающего потока во входном воздухозаборнике двигателя температура и давление в нем повысятся настолько, что рекомбинация пойдет сама по себе.

Однако, несмотря на внешнюю заманчивость этой идеи «бесплатного» энергопитания силовой установки летательного аппарата, практическая ее реализация весьма сомнительна, как это показывают произведенные рядом зарубежных ученых детальные расчеты. Как часто в технике такие расчеты хоронили самые, казалось бы, заманчивые проекты! Действительно, при полете с очень большими, например, орбитальными скоростями

такой двигатель будет обладать чрезмерно большим лобовым сопротивлением, в несколько раз превосходящим развиваемую им полезную тягу.

Чтобы тяга превосходила сопротивление, скорость полета должна быть относительно небольшой, примерно в 2—4 раза больше скорости звука, но тогда возникают трудности, связанные с созданием необходимой подъемной силы, т. е. удержанием летательного аппарата на данной высоте<sup>1)</sup>. И хотя имеются сообщения о разработке в США экспериментальных образцов прямоточных двигателей, работающих на атмосферном атомарном кислороде<sup>2)</sup>, вряд ли этот источник энергоснабжения может сослужить сколько-нибудь серьезную службу космонавтике в отношении увеличения возможной идеальной скорости космических ракет (по расчету 1 м<sup>3</sup> воздуха, проходящий через двигатель на высоте 100 км, приведет к высвобождению энергии в 1 ккал). Правда, для окончательного решения этой проблемы понадобится непосредственная экспериментальная проверка.

Но если число природных атомов кислорода и азота в верхних слоях атмосферы не настолько велико, чтобы энергия их рекомбинации была достаточной для образования значительной реактивной силы, то нельзя ли этот процесс воспроизвести в двигателе искусственно? Имеет ли это смысл и как можно представить себе такой двигатель?

Естественно, что в общем случае мы не можем ограничиваться рассмотрением рекомбинации одних лишь атомов кислорода и азота, что имеет место в атмосфере. Должна быть изучена общая проблема использования в ракетных двигателях различных атомарных топлив, а также других химически-активных веществ, представляющих собой потенциальные, так называемые метастабильные ракетные топлива. К числу таких топлив относятся вещества, носящие в химии общее название радикалов, т. е. электрически нейтральных неустойчивых осколков, продуктов распада обычных стабильных молекул. При создании из радикалов устойчивых молекул выделяется снова энергия химической связи, затраченная на разрушение молекул и образование радикалов. Эта энергия обычно весьма велика и намного превышает энергию известных

восстановительно-окислительных реакций, лежащих в основе обычного сгорания топлив в двигателях. Поэтому интерес к возможностям использования в ракетных двигателях такого необычного топлива вполне обоснован.

Как велика энергия рекомбинации некоторых радикалов, видно из следующего. При рекомбинации атомов кислорода, которая, как указывалось выше, происходит в верхних слоях атмосферы, выделяется 3685 ккал/кг тепла, что соответствует теоретическому удельному импульсу 550 сек. При рекомбинации атомов азота соответствующие значения равны 8200 ккал/кг (по другим данным 8030 ккал/кг) и 820 сек. Рекордсменом среди атомарных газов оказывается, как и можно было ожидать, водород: при рекомбинации его атомов выделяется 52 300 ккал/кг тепла, что обеспечивает удельный импульс 2150 сек<sup>1)</sup>. Эта величина, раза в четыре превосходящая наилучшие возможные значения для обычных ракетных топлив, не может не привлечь самого пристального внимания.

Для более тяжелых, многоатомных радикалов высвобождаемая при реакции химическая энергия может быть еще больше. Пожалуй, наиболее показателен пример, относящийся к обычному современному ракетному топливу — углеводородному горючему и кислороду. При их сгорании, как известно, выделяется примерно 2000 ккал тепла на каждый килограмм сгорающей топливной смеси. Если же реакция идет между радикалами этих веществ, то количество выделяющегося тепла возрастает до 55 000 ккал/кг<sup>2)</sup>! Разумеется, величина удельного импульса, обеспечиваемая с помощью метастабильных топлив, в частности, атомарных газов, в огромной степени расширяет возможности космонавтики. За чем же дело стало, что мешает использовать свободные радикалы, скажем, тот же атомарный водород, в качестве ракетного топлива?

Может быть, неизвестны способы промышленного получения атомарного водорода? Нет, это не так. Атомарный водород может быть легко получен в больших количествах, и даже несколькими способами, например,

<sup>1)</sup> Труды «Симпозиума по высотным и орбитальным ракетам», Аэронавтический колледж в Кренфилде, 18—20. VII. 1957; доклад Шеферда «Перспективы развития ракетных двигателей для полета вне атмосферы». По другим данным — даже до 2500 сек (Journal of British Interplanetary Society, 1961, 18, № 5—6).

<sup>2)</sup> «Экономическая газета», 1. VIII. 1964.

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 11. V. 1959.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 5. I. 1959.

с помощью ядерных излучений, электрического разряда в газообразном водороде и др. Этот последний метод используется, в частности, в хорошо изученном процессе атомно-водородной сварки. Тогда, может быть, неясны методы осуществления рекомбинации атомов водорода? И это не так, ибо хорошо известна весьма высокая химическая неустойчивость и активность атомарного водорода. Собственно говоря, именно в ней и заключается главное препятствие на пути к практическому использованию атомарного водорода в ракетной технике. Время существования свободных атомов водорода в нормальных условиях составляет ничтожные доли секунды — несколько микросекунд, т. е. он снова превращается в обычный молекулярный водород практически сразу же после диссоциации. Правда, при высокой температуре рекомбинирует в молекулы только часть атомов водорода и для увеличения этой части нужно повысить давление в двигателе. Но, например, при давлении 50 атм рекомбинирует уже 50% атомов, что приводит к повышению температуры до 5500° К и к величине удельного импульса порядка 1500 сек. Пусть это не максимальная величина в 2100 сек, о которой говорилось выше, но все же она почти в пять раз больше наилучших современных значений. Даже если верны данные о возможном удельном импульсе всего 1000 сек, то и тогда есть за что бороться!

Таким образом, единственная задача, с которой нужно справиться, чтобы ракетная техника получила в свое распоряжение такое теплопроизводительное топливо, как атомарный водород, — это научиться сохранять этот водород в атомарном состоянии до момента реакции рекомбинации в двигателе. Но вот эту-то задачу никак не удастся разрешить — так ожесточенно рвутся друг к другу атомы водорода, стремясь образовать прочную молекулярную «семью». Собственно говоря, до последних лет не было даже никакой сколько-нибудь серьезной надежды на решение этой сложнейшей задачи. По существу, первый просвет появился только в 1954—1956 гг., когда в США были проведены опыты по замораживанию свободных радикалов, сначала атомарного кислорода, а затем и атомарного азота и водорода<sup>1)</sup> на твердых поверхностях,

охлажденных до температуры около 4° К. В этих опытах полученные в результате высокочастотного электрического разряда свободные радикалы быстро охлаждались с помощью жидкого гелия и оседали на кварцевых окошках вакуумированного сосуда в виде твердого стекловидного налета. По другим данным атомарный водород осаждался на охлаждаемом жидким гелием сапфировом стержне<sup>1)</sup>.

Как только температура замороженных радикалов несколько повышалась, так сразу же происходила реакция рекомбинации, иногда носящая характер взрыва. Кстати сказать, в случае атомарного кислорода примерно 30% замороженных атомов при рекомбинации образовывали молекулы не кислорода, а озона<sup>2)</sup>. Не правда ли, интересная возможность получения озона, очень интересующего космонавтику?

Метод замораживания радикалов впервые позволил установить некоторые свойства атомарного водорода и других свободных радикалов. В частности, предположительно удельный вес твердого атомарного водорода еще намного (примерно в семь раз) ниже, чем даже у сверхлегкого жидкого водорода и равен примерно 0,02. Конечно, это огромный недостаток, если указанные сведения подтвердятся, но даже и он не сделал бы атомарный водород ненужным ракетной технике. Важнее другое — даже при столь низкотемпературном охлаждении удавалось получать очень невысокую концентрацию атомарного водорода в молекулярном — не более 1% и даже десятых долей процента<sup>3)</sup>. Все эти трудности и недостатки атомарного водорода — необходимость в сверхглубоком охлаждении, малые концентрации, малый удельный вес, быстрая рекомбинация даже в замороженном состоянии, высокая температура при рекомбинации и др., привели к тому, что надежды на использование его в качестве ракетного топлива, несмотря на всю заманчивость, стали угасать.

Однако это не значит, что они оставлены вовсе. Исследования в этом направлении за рубежом продолжают-ся. И здесь стоит упомянуть о двух возможностях, указываемых зарубежной печатью в последнее время. Одна из

<sup>1)</sup> См. цитированный выше доклад Шеферда.

<sup>2)</sup> Flight, 9. X. 1959; Journal of British Interplanetary Society, 1961, 18, № 5—6 и др.

<sup>3)</sup> «Экономическая газета», 1. VIII. 1964.

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 12. IX. 1960.



них связана с надеждами включения замороженного атомарного водорода вместе с замороженным обычным молекулярным водородом в состав твердых топлив. Именно это имелось в виду, когда выше упоминалось об одной радикальной возможности улучшения твердых топлив. Естественно, что в замороженном твердом состоянии активность свободных радикалов снижена и именно это позволяет надеяться на то, что будут найдены способы введения атомарного водорода или других эффективных свободных радикалов в состав твердого топлива. И хотя первые попытки осуществления этого процесса закончились неудачей<sup>1)</sup>, совсем недавно положение, вероятно, изменилось, если судить по полученному в США патенту на способ получения и хранения твердого атомарного водорода путем его стабилизации в тонком слое молекулярного водорода<sup>2)</sup>. Еще раньше обнадеживающими оказались аналогичные опыты с атомарным кислородом (получена концентрация до 16%)<sup>3)</sup> и другими атомарными газами. Успешными были также проведенные в США опыты по улавливанию свободных радикалов при комнатной температуре в углероде, облучаемом в атомном реакторе нейтронным потоком<sup>4)</sup>. Предполагается, что такие радикалы смогут использоваться в качестве связок или добавок к горючим новым перспективным твердым ракетным топливам.

Еще более интересна, пожалуй, вторая возможность использования свободных радикалов, в частности, того же атомарного водорода. Эта возможность основывается на квантовомеханических особенностях строения атомов и молекул. По известному квантовомеханическому принципу Паули состояния, при которых два электрона находятся на одном и том же квантовом уровне, невозможны. Еще в 1926 г. Гайтлер и Лондон показали, что в молекуле водорода, состоящей, как известно, из двух атомных ядер-протонов и двух электронов, электроны должны обязательно отличаться направлением так называемого спина, т. е. механического момента вращения. Если сталкиваются два атома водорода с параллельными спинами, т. е. имею-

щими одинаковое их направление, то они упруго отталкиваются друг от друга и не образуют молекулы. Только при столкновении атомов с антипараллельными электронными спинами образуется молекула. Но направление электронного спина характеризует магнитные свойства атома. Поэтому возникла идея воздействия с помощью внешнего магнитного поля напряженностью порядка  $10^5$  гаусс или даже  $10^6$  гаусс на поток атомов водорода с тем, чтобы разделить в нем атомы с разными электронными спинами с последующим осаждением обоих атомных пучков на твердой поверхности, охлажденной примерно до  $1^\circ\text{K}$ <sup>1)</sup>. После этого достаточно было бы направить два потока разделенных таким образом атомов водорода в двигатель, чтобы в нем мгновенно произошла бурная рекомбинация. Правда, первые опыты с подобным разделением дали очень небольшой выход атомарного водорода, но зато подтвердили принципиальную правильность метода: соседние осажденные атомы уже не рекомбинировали, так как имели параллельные электронные спины.

Кстати сказать, аналогичное воздействие магнитного поля позволило США в промышленном масштабе превращать молекулы водорода с одинаковым направлением спина атомных ядер (так называемый ортоводород) в молекулы с антипараллельным ядерным спином (так называемый параводород). Для этого с помощью магнитного поля сначала молекула ортоводорода разрушалась, а образующиеся атомы сейчас же рекомбинировали с другими, образуя уже параводород. Это важно для улучшения условий хранения жидкого водорода, ибо происходящее сравнительно медленно самопроизвольное превращение ортоводорода в параводород связано с выделением тепла, которое должно отводиться при хранении<sup>2)</sup>.

Следует отметить, что образование радикалов и вообще неустойчивых, метастабильных химических частиц вовсе не обязательно связано с диссоциацией молекул на атомы. Теоретически возможно, например, получение метастабильной молекулы так называемого гизона  $\text{H}_3$ , представляющего собой молекулярный аналог озона, или же метастабильных молекул гелия с водородом или

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 25. VII. 1960.

<sup>2)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», VI, 1967, реф. 6.34.98.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 26. I. 1959.

<sup>4)</sup> Missile Design and Development, 1. X. 1960.

<sup>1)</sup> В других источниках указывается температура  $4-5^\circ\text{K}$  (Journal of the British Interplanetary Society, 1961, 18, № 5-6).

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 17. VIII. 1959.

кислородом, хотя практически такие частицы еще не получены.

Частицы с еще большим запасом внутренней энергии могут быть получены, например, путем электронного возбуждения обычных атомов, т. е. перевода их внешних электронов на более удаленные от ядра орбиты или полного отрыва электронов — ионизации с соответствующей затратой энергии (световой, электромагнитной или тепловой). Так, например, при электронном возбуждении атомов благородных газов неона и гелия затрачивается энергия соответственно 18 830 и 113 170 ккал/кг, которая снова выделяется при переходе атомов в устойчивое состояние. Если эта энергия выделяется в виде тепла, то может быть получен удельный импульс при истечении газов из ракетного двигателя, равный соответственно 1260 и 3070 сек. Это, конечно, не может не заинтересовать ракетную технику. Преобразование так называемого ортогелия в парагелий, атомы которых различаются энергетической схемой электронных оболочек, может привести к выделению 120 000 ккал/кг тепла со значением теоретического удельного импульса 3200 сек. Даже при небольших концентрациях такие метастабильные ракетные топлива позволили бы значительно превысить существующие значения удельного импульса.

Однако это пока еще только идеи. Как видно, возможности химических топлив существенно увеличиваются, когда на помощь химии приходит физика. Здесь непочтительный край работы, научная целина...

В заключение упомянем, пожалуй, еще о некоторых принципиальных возможностях такого сотрудничества химии и физики на службе ракетной технике. Так, например, в случае твердых ракетных топлив принципиально возможно увеличить их удельный импульс путем аккумуляции в топливе дополнительной «физической» внутренней энергии вдобавок к обычной химической. Для этого можно облучить кристаллические компоненты топлива, например, нейтронным пучком в атомном реакторе<sup>1)</sup>. Секрет такого увеличения связан с некоторыми тонкостями теории строения твердого тела, сделавшей в последнее время большие успехи. Аккумуляция энергии при облучении может быть результатом упорядочения струк-

туры металлических веществ, что всегда связано с затратой энергии, выделяющейся снова при сгорании, или с другими аналогичными эффектами. Как показывает расчет, этими методами теплота реакции может быть увеличена, но не более, чем на 30%<sup>1)</sup>.

Еще одна возможность связана с высказываемой за рубежом идеей использования в качестве химического ракетного топлива... космической пыли, заполняющей мировое пространство<sup>2)</sup>. Предполагается, что эта пыль может сгорать в пульсирующем детонационном ракетном двигателе. Хотя плотность пыли исключительно мала, при большой скорости движения космической ракеты может быть получена определенная реактивная тяга. Интересно, что в последнее время проведены успешные эксперименты, подтверждающие принципиальную осуществимость двигателя с детонационным сгоранием<sup>3)</sup>.

Можно подвести некоторый итог произведенного выше смотра возможностей и ограничений химии на службе ракетной технике. Как видно, далеко не все ее возможности используются в настоящее время; еще имеются значительные неиспользованные ресурсы. Одни из них так и останутся, вероятно, теоретической возможностью, другие будут частично или полностью реализованы. Этим проблемам за рубежом уделяется большое внимание и, можно думать, усиленные исследования дадут свои плоды. Будут, вероятно, раскрыты и некоторые неизвестные сейчас методы увеличения удельного импульса химических ракетных двигателей<sup>4)</sup>. Эти двигатели всегда будут играть большую роль в космонавтике. И все же существенного увеличения удельного импульса, необходимого для осуществления все более сложных полетов человека в космос, химия дать не может. Здесь необходимы новые, радикальные решения, новые источники энергии, новые двигательные системы. Им и посвящены остальные главы книги.

<sup>1)</sup> American Rocket Society Journal, VIII, 1959.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 21. VII. 1958.

<sup>3)</sup> Journal of Spacecraft and Rockets, VI, 1966, стр. 893.

<sup>4)</sup> Некоторые зарубежные ученые считают, что к началу будущего столетия космонавтика будет располагать жидкостными ракетными двигателями с удельным импульсом 600—1000 сек (Реферативный журнал «Исследование космического пространства», I. 1968, реф. 1.62.442).

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 12. II. 1959.

## ЯДЕРНАЯ РАКЕТА

Итак, мы знаем, что может дать космонавтике химия. Несмотря на первые замечательные победы космонавтики и значительные еще неиспользованные ресурсы химии, межпланетный полет человека с ее помощью в настоящее время невозможен. И хотя в будущем некоторые простейшие межпланетные полеты и смогли бы быть совершены на кораблях с термохимическими ракетными двигателями, они потребовали бы поистине грандиозных затрат топлива. Это дает основание считать подобные полеты если и не принципиально, то практически неосуществимыми. Только полная убежденность в отсутствии иных путей достижения заветной цели могла бы в более отдаленном будущем заставить объединенное человечество пойти на использование этого единственного, расточительного способа.

Такой вывод является следствием относительно малой величины химической энергии и других ограничений ее использования, о которых шла речь в прошлой главе. Конечно, мы можем говорить именно об относительной величине химической энергии по сравнению с работой, которая должна быть затрачена для совершения межпланетного полета. Сама по себе эта энергия вовсе не так мала. Действительно, один килограмм лучшего современного ракетного топлива способен выделить при сгорании примерно 4000 ккал тепла. Одна килокалория тепловой энергии эквивалентна 427 килограммометрам механической работы (так называемый механический эквивалент тепла). Но это значит, что тепла, выделяющегося при сгорании одного килограмма топлива, достаточно, чтобы поднять массу в 1 кг на высоту  $4000 \cdot 427 \approx 1700$  км, считая поле земного тяготения постоянным (в действительности эта высота будет больше 2300 км). Такую же работу совершает,

например, подъемный кран, поднимая с земли на уровень четвертого этажа строящегося дома груз в 150—170 т.

Известно, что работа отрыва, т. е. удаления 1 кг массы с поверхности Земли в бесконечность, как это должно произойти при всех межпланетных полетах, эквивалентна перенесению этой массы на высоту, равную земному радиусу, т. е. примерно 6400 км, в постоянном поле земного тяготения. Это значит, что для отрыва от Земли 1 кг массы межпланетного корабля теоретически потребовалось бы менее 4 кг ракетного топлива.

В действительности, конечно, при реальном взлете межпланетного корабля расход топлива должен быть во много раз больше. Это объясняется многочисленными непроизводительными затратами энергии топлива, сопровождающимися такой взлет. Часть энергии теряется в камере сгорания двигателя, т. е. в процессе перехода химической энергии в тепловую, другая часть — в двигателе же, при переходе тепловой энергии в кинетическую энергию реактивной струи. Значительная энергия бесполезно теряется в виде живой силы вытекающих из двигателя газов и не затрачивается для разгона взлетающей ракеты. Часть энергии уходит на подъем самого же топлива в поле земного тяготения, что также является потерей. Приходится преодолевать сопротивление земной атмосферы, имеют место так называемые гравитационные потери, связанные с работой двигателя ракеты, взлетающей в поле земного тяготения, и т. д.

Вот почему столь большая в действительности химическая энергия оказывается не в состоянии решить сложные задачи космонавтики. Доля полезной нагрузки во взлетной массе «химических» межпланетных ракет составляет лишь доли процента, что и приводит к чрезмерно большим значениям взлетной массы таких ракет. С помощью химической энергии нельзя получить необходимые космонавтике высокие значения удельного импульса, что позволило бы значительно увеличить полезную нагрузку при той же взлетной массе.

Как же можно преодолеть этот «барьер удельного импульса» на пути человека в космос?

Здесь существуют по крайней мере две возможности. Одна из них, о которой пойдет речь в этой главе, совершенно очевидна: это — использование энергии атомного ядра. Ведь чтобы сообщить одному килограмму массы вто-

рую космическую скорость для совершения межпланетного полета, нужна энергия примерно 4 кг лучшего химического ракетного топлива, но ту же энергию в состоянии выделить крупинка ядерного горючего — урана с массой меньше миллиграмма! Естественно стремление использовать могучую атомную энергию для осуществления заветной мечты человека о полете в космос.

Атомная, или, точнее, внутриядерная энергия, как и энергия химическая, представляет собой энергию связи. Однако если в основе химической энергии лежат электрические силы связи между электронной оболочкой и ядром атома, то атомная энергия есть проявление действия иных сил связи, существующих внутри атомного ядра. Эти внутриядерные силы, природа которых не является электрической и до сих пор еще не до конца изучена, соединяют, связывают воедино, все внутриядерные частицы, так называемые нуклоны. Именно им обязаны своим существованием и, как правило, необыкновенной прочностью ядра атома. Не будь этих сил связи, находящиеся внутри ядра положительно заряженные протоны разлетелись бы с огромной скоростью во все стороны, вызвав этим распад, взрыв ядра.

Силы электростатического отталкивания, возникающие между протонами в ядре, очень велики, ибо расстояния между протонами ничтожно малы. Так как эти расстояния в сотни тысяч раз меньше, чем между ядром атома и его электронной оболочкой, то существующие в ядре электростатические силы отталкивания, обратно пропорциональные по величине квадрату расстояния между зарядами (т. е. в данном случае между протонами в ядре), в миллиарды раз больше. Очевидно, что внутриядерные силы связи должны иметь такой же или даже больший порядок величины. Не удивительно, что и атомная энергия, являющаяся результатом действия этих сил связи, также во много, обычно в миллионы раз, больше химической.

Как указывалось выше, химическая энергия выделяется в ходе химической реакции в результате перестройки электронной оболочки реагирующих молекул. Она представляет собой избыток энергии химической связи, выделяющейся в тех случаях, когда конечные молекулы продуктов реакции оказываются более прочными, более «компактными», чем исходные молекулы, вследствие чего их энергия связи больше. Аналогично этому атомная энергия

выделяется в ходе ядерных реакций, сопровождающихся такой перестройкой ядер, когда вновь образованные ядра более прочны, более «компактны», чем исходные. В соответствии с этим и атомная энергия представляет собой также избыток энергии связи, выделяющейся, когда энергия внутриядерной связи новых атомов оказывается больше, чем у исходных. В обоих случаях энергия связи выделяется, когда силы связи совершают работу, и

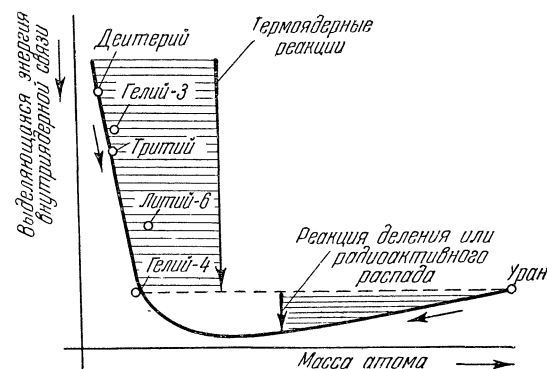


Рис. 12. Внутриядерная энергия выделяется в двух противоположных по характеру ядерных реакциях (Proc. Phys. Soc., v. 89, стр. 189, 1966).

затрачивается, когда совершается работа против этих сил. Поэтому-то энергия выделяется, когда частицы, о которых идет речь — молекулы в одном случае и ядра атомов в другом, — становятся более «компактными». Но так как совершающие работу силы в обоих случаях оказываются весьма различными по величине, то, несмотря даже на значительно меньшие расстояния, т. е. меньший путь, на котором совершают свою работу внутриядерные силы (ведь работа есть произведение силы на путь), атомная энергия оказывается во много раз больше химической. Так атом приходит на помощь молекуле, когда требуются неизмеримо большие источники энергии.

Чего же может ждать космонавтика от этой помощи?

Как известно, атомная энергия может выделяться в результате ядерных реакций двух типов, диаметрально противоположных по характеру (рис. 12): в одном случае в результате реакции образуются более простые,

в другом — более сложные атомные ядра, хотя в обеих реакциях изменение энергии внутриядерной связи оказывается качественно одним и тем же — она выделяется. Реакции, в ходе которых происходит слияние простых атомных ядер в более сложные, т. е. синтез ядер, носят название термоядерных. Именно они являются источником колоссальной энергии, излучаемой звездами, в том числе и нашим Солнцем. В этой звездной реакции четыре ядра водорода, сливаясь, образуют одно ядро атома гелия. Помните, как рекомбинация двух атомов водорода с образованием водородной молекулы приводит к выделению рекордно большого количества энергии, что заставляет ракетчиков и космонавтов мечтать об использовании атомарного водорода в качестве ракетного топлива? И те же атомы водорода могут слиться еще более тесно, так, чтобы их ядра сблизилась на ничтожно малое расстояние с образованием из них одного, общего ядра. В этом случае выделяется энергия в миллионы раз большая. Однако науке удалось пока искусственно осуществить термоядерные реакции только взрывного характера — они используются в так называемом водородном атомном оружии. В направлении осуществления управляемых термоядерных реакций, которые могли бы быть положены в основу ядерной энергетики, ведутся интенсивные исследования, причем ведущую роль в этом отношении играет советская наука.

Как известно, в основу всех этих исследований положена блестящая мысль советских физиков А. Сахарова и И. Тамма, высказанная ими еще в 1960 г., об использовании так называемой «магнитной бутылки» для содержания в ней раскаленной плазмы, в которой должна идти термоядерная реакция. Чтобы эта реакция пошла, плазму нужно нагреть до немыслимой температуры в сотни миллионов градусов, а затем удержать ее в этом состоянии заметное время; изоляция стенок реактора от контакта с плазмой (такой контакт смертелен не только для стенок, но и для самой реакции, что гораздо хуже) может быть осуществлена только с помощью мощного магнитного поля. Кстати сказать, для создания такого поля придется, вероятно, использовать электромагниты со сверхпроводящей обмоткой, например, из ванадий-галлиевого сплава<sup>1)</sup>,

так как иначе затрата электроэнергии будет чрезмерно большой.

Главная трудность на пути практической реализации этой смелой идеи связана с феноменальной неустойчивостью плазменного шнура, и именно в этом направлении ведутся основные исследования советских и зарубежных ученых. Советским ученым удалось получить «долгоживущую» плазму температурой в несколько миллионов градусов<sup>1)</sup>, что позволяет надеяться на успешное решение в будущем этой сложнейшей научной и инженерной задачи, имеющей столь большое значение для судеб человечества, что его трудно переоценить. Однако пока эта задача не решена, и космонавтика ограничивается лишь различными теоретическими исследованиями и предварительными проектными разработками будущих термоядерных ракет, показывающими, сколь велика может быть их роль в будущем освоении космического пространства.

Науке известны различные типы термоядерных реакций, которые могли бы найти применение в космических термоядерных ракетных двигателях будущего, например, реакции синтеза ядер дейтерия, дейтерия и трития, дейтерия и гелия-3 (рис. 13). Считается<sup>2)</sup>, что наиболее подходящей для этой цели является последняя реакция, поскольку она не связана с излучением нейтронов и потому не требует особо тяжелой защитной экранировки реактора. Нагретое до огромных температур рабочее вещество должно вытекать в термоядерном ракетном двигателе из реактора через «горлышко» магнитной бутылки, создавая реактивную струю. В принципе просто, но о конструкции такого двигателя говорить пока рано, хотя на страницах зарубежной печати можно найти различные более или менее детально проработанные проекты подобного рода. Несомненно, однако, что реальные планы использования внутриядерной энергии на службе космонавтики должны строиться пока на ядерных реакциях другого типа.

В противоположность ядерным реакциям синтеза в этих реакциях атомная энергия выделяется в результате распада сложных атомных ядер на более простые. В космонавтике могут быть использованы все известные ядерные

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 24. VI. 1963.

<sup>1)</sup> «Правда», 4 октября 1969 г.

<sup>2)</sup> Экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика», 28. X. 1964, № 40, реф. 183.

реакции этого вида, как управляемая реакция цепного деления атомов урана или плутония, лежащая в основе всей современной атомной энергетики, так и неуправляемые процессы радиоактивного распада. В первом случае выделяющаяся атомная энергия заключена главным образом в энергии деления продуктов деления, т. е. атомных

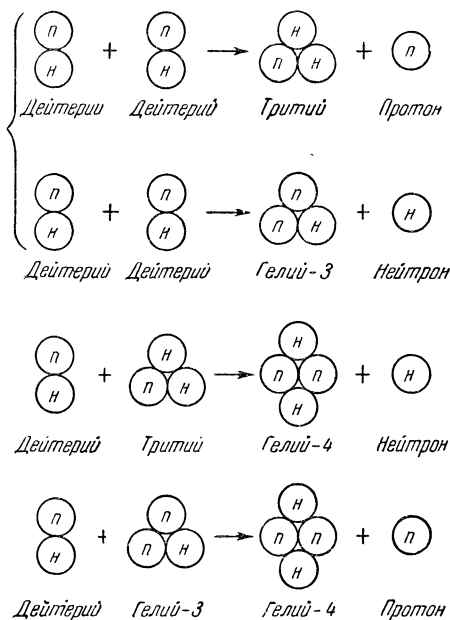


Рис. 13. Термоядерные реакции синтеза для ракетных двигателей.

ядер, образующихся в результате распада атомных ядер урана или плутония, а также в энергии излучения, сопровождающего такой распад. В случае радиоактивного распада почти вся выделяющаяся атомная энергия связана с излучением, как корпускулярным (альфа и бета-частицы и др.), так и лучистым (гамма-лучи).

Понятно, что для использования в ракетной технике более подходит хорошо изученная и освоенная управляемая реакция деления ядер урана или плутония. Ведь только в этом случае удастся пока воздействовать на ход ядерной реакции и таким образом регулировать скорость вы-

деления атомной энергии, т. е. величину этой энергии, что, естественно, чрезвычайно важно. Однако вполне возможно создание и ядерного ракетного двигателя на основе радиоактивного распада (о таких двигателях будет подробнее рассказано ниже, см. стр. 136).

В результате каждого единичного акта ядерного деления осколки разделившегося атомного ядра разлетаются в противоположные стороны под действием возникающей между ними электростатической силы отталкивания (ведь оба осколка заряжены положительно). Скорость этого разлета очень велика, порядка 10—15 тыс. км/сек. Если все эти хаотично движущиеся во все стороны и мчащиеся с огромной скоростью атомные ядра — осколки деления, образующиеся в ходе цепной реакции, заставить двигаться организованно, в одном общем для них всех направлении, то было бы возможно создание ракетного двигателя с удельным импульсом порядка  $10^6$  сек. Это было бы решающей победой в штурме «барьера удельного импульса», открыло бы широчайшие перспективы перед космонавтикой.

Однако создание такого атомного ракетного двигателя не представляется возможным — не зря его часто называют в литературе «псевдоракетой». И дело не только в том, что организация движения продуктов ядерной реакции, подобно тому как это происходит в обычных термохимических ракетных двигателях с продуктами реакции сгорания топлива, пока не осуществлена. Здесь возникает и еще одна трудность принципиального характера. Она связана с ограничением максимально возможной тяги подобного двигателя.

В случае термохимических двигателей тяга двигателя может быть практически сколь угодно большой. Как указывалось выше, уже существуют двигатели тягой в сотни тонн, а разрабатываются и еще более мощные.

Суть дела здесь в том, что увеличение тяги термохимического двигателя достигается путем простого увеличения его размеров. Интенсивность рабочего процесса в двигателе при этом практически не изменяется, в частности, неизменной сохраняется и температура газов в двигателе. Это и не удивительно: увеличение тяги в этом случае не связано ведь с возрастанием удельного импульса — увеличивается только секундный расход вытекающих газов. Пожалуй, наиболее серьезной проблемой, связанной

с увеличением размеров жидкостного ракетного двигателя, являются интенсивные колебания давления, возникающие в камере сгорания двигателя больших размеров. Однако эта трудность не носит принципиального характера и с успехом преодолевается учеными и конструкторами.

Иное дело «псевдоракетный» атомный двигатель. Ведь в этом случае возрастает именно удельный импульс. Но при этом происходит и резкое увеличение интенсивности рабочего процесса двигателя, в частности, его тепловой нагрузки — в таком двигателе развиваются чрезмерно высокие температуры.

Частицы вещества в двигателе — продукты ядерной реакции — движутся с колоссальной скоростью, соответствующей температурам во многие миллионы градусов. В результате мириадов ударов этих частиц о стенки двигателя последние почти мгновенно... испарятся! Чтобы двигатель был работоспособным при столь большой скорости движения частиц, нужно сильно уменьшить число этих частиц, т. е. соответственно в миллионы раз уменьшить тягу двигателя. Вот почему «псевдоракетный» двигатель мог бы работать лишь при ничтожно малой тяге. Правда, в космонавтике могут оказаться полезными в некоторых случаях и двигатели столь малой тяги, об этом будет идти речь ниже. Но очевидно, что заменить существующие термохимические ракетные двигатели, развивающие по необходимости колоссальную тягу, эти атомные двигатели не смогут.

Значит ли это, что мощные атомные ракетные двигатели вообще невозможны? Нет, вовсе не значит. Но применение атомной энергии в ракетной технике требует новых методов использования этой энергии, радикально отличающихся от методов использования химической энергии в обычных термохимических двигателях.

Это радикальное отличие заключается в необходимости разделения источника энергии и рабочего вещества, создающего тягу в двигателе. Значение такого разделения столь велико для всего последующего, что о нем стоит сказать подробнее.

Как известно, в обычных термохимических ракетных двигателях источником используемой в двигателе химической энергии является само рабочее вещество, истечение которого из двигателя создает тягу (иногда это вещество называют поэтому «отбросной массой»). Это обстоятель-

ство является огромным достоинством таких двигателей, ибо устраняет необходимость в каком-либо специальном механизме подвода энергии от ее источника к рабочему веществу. Но, как мы видели, в нем скрыт и принципиальный недостаток, связанный с ограничением достижимой величины удельного импульса.

Понятно, что разделение источника энергии и рабочего вещества позволило бы снять эти ограничения или по крайней мере некоторые из них. Но зато двигатель по необходимости стал бы более сложным и тяжелым в связи с появлением устройств подвода энергии к рабочему телу. Так, выигрывая в одном, мы проигрываем в другом.

Легко видеть, каким должно быть принципиальное устройство мощного атомного ракетного двигателя, основанного на использовании указанной идеи разделения источника энергии и рабочего вещества. Очевидно, источником энергии должен служить в этом случае атомный реактор, или «котел» (рис. 14), например, подобный используемым на атомных электростанциях, атомном ледоколе «Ленин» и в других аналогичных случаях. В таком котле атомная энергия преобразуется в тепловую и сообщается какому-либо веществу, которое используется для охлаждения котла. Это вещество, нагретое в котле до высокой температуры, и может служить непосредственно «отбросной массой» ракетного двигателя, т. е. вытекать из него наружу, создавая реактивную тягу.

Какие же преимущества в отношении увеличения импульса двигателя может дать такое разделение источника энергии и рабочего вещества?

Суть этих преимуществ таится в уже известной нам формуле, связывающей величину удельного импульса  $J$  и параметры рабочего вещества в двигателе — его температуру  $T$  и молекулярный вес  $\mu$ :

$$J = k \sqrt{\frac{T}{\mu}},$$

где  $k$  можно приближенно считать постоянной.

В случае термохимических двигателей обе величины,  $T$  и  $\mu$ , определяющие величину удельного импульса, неразрывно связаны друг с другом и не могут изменяться независимо — обе они характеризуют одну и ту же химическую реакцию, происходящую в двигателе. Но как только источник энергии оказывается отделенным от рабочего



вещества, появляется возможность независимого, раздельного воздействия на величины  $T$  и  $\mu$ . Ведь величина температуры, до которой может быть разогрето рабочее вещество, характеризуется теперь прежде всего наличием

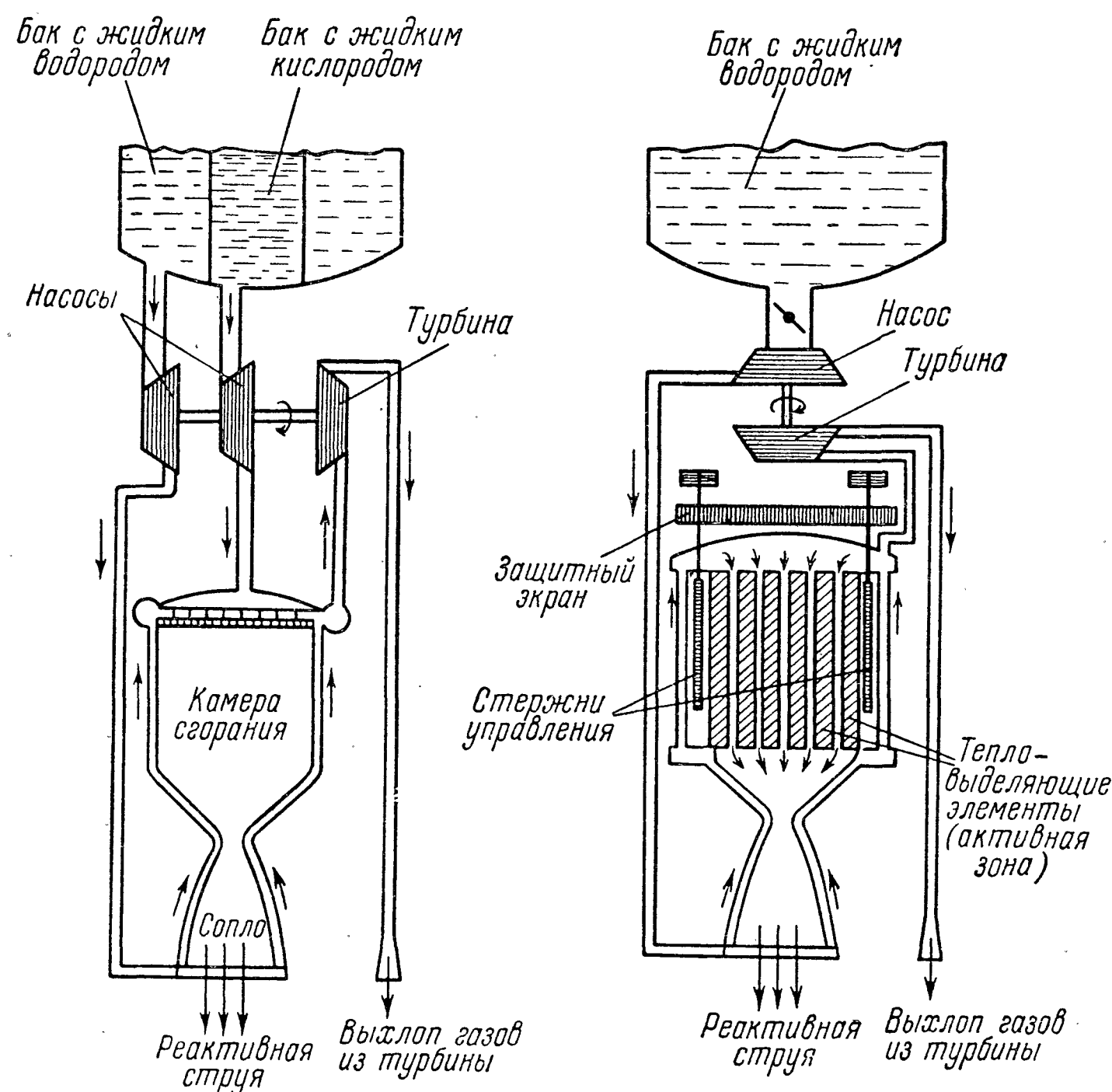


Рис. 14. Схема устройства термохимического (слева) и атомного ракетного двигателя (реактор с твердой активной зоной). (Journal of the British Interplanetary Society, 18, 1961—1962).

источником энергии, и звне подводимой к этому веществу, а величина молекулярного веса есть характеристика самого рабочего вещества. Вот почему теперь уже можно добиваться одновременного уменьшения  $\mu$  и увеличения  $T$ , что обычно является недостижимой мечтой в случае термохимических двигателей. Здесь-то и таятся новые замечательные возможности.

Но как часто возможности от их практической реализации отделяет «дистанция огромного размера»! Во вся-

ком случае эта старая истина оказывается весьма кстати, когда речь идет об атомных тепловых ракетных двигателях. Мы убеждаемся в этом сразу же, когда пытаемся сначала достичь повышения температуры рабочего вещества. Это оказывается далеко не таким простым, если вообще не невозможным делом.

Действительно, чтобы нагреть рабочее вещество, т. е. подвести к нему тепло, выделяющееся в атомном реакторе, это тепло должно находиться на более высоком температурном уровне. Ведь тепло «течет», как жидкость, «сверху вниз», от более высокой к меньшей температуре. Значит, температура теплопередающих поверхностей атомного реактора должна быть во всех случаях больше, чем температура  $T$ , до которой мы хотим нагреть рабочее вещество двигателя. Но возможно ли это? Ведь уже в современных термохимических ракетных двигателях температура газов в камере сгорания иногда превышает  $4000^{\circ}\text{C}$ , а мы хотим добиться дальнейшего возрастания этой температуры. В то же время самые тугоплавкие из известных ядерных горючих плавятся при значительно меньшей температуре, например, двуокись урана  $\text{UO}_2$  — при  $2800^{\circ}\text{C}$ , монокарбид урана  $\text{UC}$  — при  $2300^{\circ}\text{C}$ <sup>1)</sup>. При использовании даже этих горючих в ядерных реакторах обычного типа, с так называемой твердой активной зоной, температура тепло-выделяющих элементов реактора должна быть, как легко видеть, значительно ниже указанной ранее температуры плавления. Иначе нельзя: твердая активная зона представляет собой сложную и весьма точную пространственную конструкцию, «архитектура» которой должна быть строго неизменной, она не должна изменяться сколько-нибудь значительно под действием силовых и тепловых нагрузок. Если же рабочая температура чрезмерно приблизится к точке плавления, хотя и не достигнет ее, жесткость и прочность конструкции недопустимо снизятся. При такой температуре возникают и другие осложнения в работе реактора, например, начинают идти с заметной скоростью различные нежелательные химические реакции, усиливается эрозия поверхностей реактора, раскаленных в работе добела и омываемых потоком охлаждающего вещества, и др. И хотя ядерное горючее в тепловыделяющих

<sup>1)</sup> Экспресс-информация «Атомная энергия», 1962, № 18; Nuclear Engineering, 7, № 69.

элементах диспергировано в особо жароупорных конструкционных материалах, таких как вольфрам, молибден и др., температура плавления которых достигает  $3370^{\circ}\text{C}$  (вольфрам) и даже  $3800\text{—}3900^{\circ}\text{C}$  (карбиды гафния, тантала и др.)<sup>1)</sup>, все же, очевидно, нагреть рабочее вещество в таком атомном тепловом ракетном двигателе удастся меньше, чем в жидкостном ракетном. Где уж тут мечтать о более сильном нагреве!

Однако наука не сдастся. Творческий гений человека ищет пути решения этой, казалось бы, неразрешимой задачи. Высказываются самые различные идеи, и с некоторыми из них космонавтика связывает определенные надежды.

Суть парадоксальной ситуации в проблеме использования ядерной энергии в ракетном двигателе заключается в том, что потенциальная возможность выделения внутри двигателя огромной энергии атомного ядра не может быть реализована в связи с невозможностью передать эту энергию рабочему веществу двигателя. Иметь практически неисчерпаемый источник энергии, каким является внутриядерная энергия, и не уметь им с толком воспользоваться, это действительно обидно. Поистине видит око, да зуб неймет!

Но нет ли все же каких-либо методов значительной интенсификации теплопередачи от ядерного горючего рабочему веществу? Кстати сказать, это важно не только для увеличения температуры рабочего вещества, но и для уменьшения поверхности теплообмена и соответственно размеров и веса ядерного реактора. Ведь обычные стационарные и даже судовые реакторы на ракету, пожалуй, не вогрмождишь...

В существующих ядерных реакторах передача тепла в активной зоне от тепловыделяющих элементов охлаждающему происходит конвекцией. Наука и техника накопили немалый опыт в отношении интенсификации конвективного теплообмена — в энергетике, химической, нефтеперерабатывающей и других отраслях промышленности. Нельзя ли использовать этот опыт, почерпнуть из него методы, пригодные для использования в ядерном ракетном двигателе?

Один такой метод — метод псевдооживления — послужил основой для идеи ядерного ракетного двигателя с активной зоной в виде «кипящего слоя». В этом случае

ядерное горючее остается в твердой фазе, но вместо сложной монолитной конструкции оно выполняется гранулированным, т. е. в виде огромного множества мельчайших частичек диаметром в доли миллиметра, каждая из которых заключена в оболочку из замедлителя с защитным покрытием. Если между всеми этими частичками сохраняется достаточный зазор, чтобы через него могло течь рабочее вещество, то огромная поверхность частичек позволила бы значительно интенсифицировать теплообмен. Но как обеспечить нужный зазор, как избежать слипания, контакта частичек между собой?

Вот тут-то и приходит на помощь «кипящий слой». Если через слой мелких частичек какого-либо твердого вещества, лежащий на опорной поверхности, пропустить снизу вверх поток газа, например, воздуха, то этот поток увлечет частички, поднимет их на некоторую высоту и заставит «плясать» в восходящем потоке. Должным образом соразмерив интенсивность потока, размеры и вес частичек, можно получить устойчивый слой таких взвешенных, «пляшущих» частичек, действительно очень смахивающий на «кипящий слой». Подобный слой по многим своим свойствам напоминает жидкость, отчего он и называется иногда псевдооживленным. Ядерный реактор с «кипящим слоем» авторы ряда проектов ракетных двигателей с таким реактором<sup>1)</sup> представляют себе в виде полого цилиндрического барабана, в полости которого заключено гранулированное ядерное горючее и через который течет рабочее вещество. Чтобы создать «кипящий слой» барабан вращается так, что частички горючего под действием центробежной силы располагаются кольцевым слоем по его периферии, а через этот слой толщиной порядка 10 см снаружи внутрь продавливается рабочее вещество (рис. 15), либо же барабан неподвижен, а центробежная сила, необходимая для создания «кипящего слоя», образуется путем тангенциального впуска рабочего вещества, закручивающего частички ядерного горючего.

Несмотря на то, что о различных проектах ядерного ракетного реактора с «кипящим слоем» сообщается в зарубежной печати уже немало лет, работы по созданию такого реактора, очевидно, так и не начаты до сих пор, да и вряд ли начнутся. Судя по опубликованным сообще-

<sup>1)</sup> Astronautics, VIII, 1961, стр. 34.

<sup>1)</sup> «Атомная техника за рубежом», 3, 1961.

ниями, были лишь проведены некоторые модельные «холодные» испытания, показавшие реальную возможность образования «кипящего слоя» во вращающемся барабане<sup>1)</sup>, а также более или менее детальные теоретические расчеты. Причины такого «прохладного» отношения

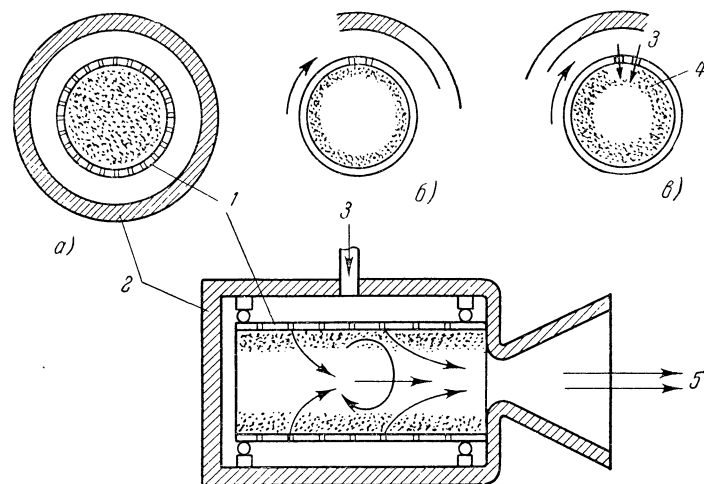


Рис. 15. Схема ядерного ракетного двигателя с «кипящим слоем».

а) Барабан не вращается, частицы взвешены; б) барабан вращается, образуется плотное кольцо из частиц; в) барабан вращается, рабочее тело проходит через кольцо из частиц, образуется псевдооживленный «кипящий слой». 1 — перфорированный барабан, 2 — корпус с замедлителем и отражателем, 3 — подача рабочего вещества, 4 — «кипящий слой» (активная зона), 5 — реактивная струя (по ARS Journal, IV, 1961, стр. 548).

к реактору с «кипящим слоем» очевидны: с его разработкой связаны значительные инженерные трудности, а выигрыш в величине удельного импульса по сравнению с обычными твердофазными реакторами относительно весьма скромнен.

Нет, судя по всему, твердофазный реактор не в состоянии решить задачу существенного увеличения температуры рабочего вещества и, следовательно, удельного импульса, даже если используется «кипящий слой». Но именно этот слой подсказывает идею принципиально иного реактора — с жидкой активной зоной.

Действительно, если ограничение температуры нагрева рабочего вещества связано с плавлением твердого ядерного горючего, то — долой это горючее! Пусть оно заранее будет расплавленным, тогда по крайней мере не придется опасаться его плавления, что сразу должно позволить существенно повысить температуру горючего и, следовательно, возможную температуру нагрева рабочего вещества. Но как в этом случае удержать ядерное горючее в реакторе, не дать рабочему веществу унести его с собой в реактивное сопло двигателя и далее наружу?

И здесь-то снова вспоминается «кипящий слой». Если он может быть псевдооживленным, то что мешает сделать его истинно жидким? Так напрашивается идея жидкофазного реактора. В ряде сообщений зарубежной печати<sup>1)</sup>, посвященных ракетному двигателю с таким реактором, описываются некоторые возможные его схемы. Проще всего представить себе «полостной» реактор, т. е. в виде такого же вращающегося цилиндрического барабана, как и в случае реактора с «кипящим слоем», но только место слоя гранулированного твердого ядерного горючего должен занять слой жидкого горючего, например, в виде его расплавленных солей (рис. 16). В более сложных проектах в корпусе реактора предлагается разместить значительное число таких же вращающихся барабанов малого диаметра, что обещает ряд серьезных преимуществ технического характера<sup>2)</sup>. Во всех случаях нагрев рабочего вещества происходит при его течении поперек жидкого слоя горючего, причем газовые пузырьки рабочего вещества, пробивающиеся через этот слой, не должны уносить с собой горючее, иначе его расход окажется чрезмерным и работа двигателя невыгодной.

В двигателе с жидкофазной активной зоной реактора температура нагрева рабочего вещества, уже не ограниченная точкой плавления ядерного горючего, может быть значительно более высокой. Конечно, ядерное горючее не должно испаряться, но критическая температура кипения для урана достаточно высока, она равна примерно  $12\,200^\circ\text{K}$ <sup>3)</sup>, так что это ограничение не имеет практиче-

<sup>1)</sup> AIAA J., XI, 1963, т. 1, № 11, стр. 2649; J. Spacecraft, V—VI, 1965, т. 2, № 3, стр. 384 и др.

<sup>2)</sup> Astronautics and Aeronautics, I, 1966, стр. 54.

<sup>3)</sup> AIAA J., XI, 1963, т. 1, № 11, стр. 2649.

<sup>1)</sup> ARS Journal, IV, 1961, стр. 547.

ского значения. Что же касается корпуса реактора и других его твердых частей, то они, очевидно, должны эффективно охлаждаться. Хотя жидкофазный реактор эффективнее твердофазного, инженерные проблемы его создания значительно серьезнее. Во всяком случае, пока зарубежная печать сообщает лишь об отдельных частных экспериментальных исследованиях, о разработке же двигателя не упоминается. Может быть, потому что и от него

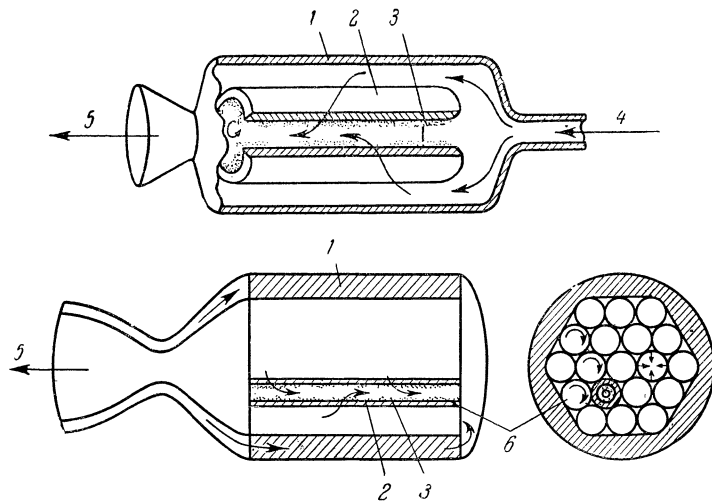


Рис. 16. Схема ядерного ракетного двигателя с жидкой активной зоной; внизу — с несколькими вращающимися барабанами.

1 — корпус с замедлителем и отражателем, 2 — перфорированный вращающийся барабан, 3 — кольцевой слой вращающейся жидкости (активная зона), 4 — подача рабочего вещества, 5 — реактивная струя, 6 — отдельные вращающиеся барабаны (по AIAA Journal, XI, 1963, № 11).

не ждут существенных сдвигов в сторону увеличения удельного импульса?

Зато большие надежды связаны с реактором иного типа, представляющим собой, по существу, следующий логический шаг вперед по тому же пути ухода от ограничений твердофазного реактора. Если уже переход от твердого к жидкому ядерному горючему открывает перспективы существенного возможного повышения температуры нагрева рабочего вещества, то почему не совершить еще один такой же переход — от жидкого горючего к... газооб-

разному? В идее такого газофазного «полостного» реактора ничего абсурдного нет, и эта идея привлекает к себе в последние годы все большее внимание за рубежом<sup>1)</sup>. Причина этого — рекордные возможности в отношении повышения температуры рабочего вещества и потому удельного импульса, которые открывает газофазный реактор.

В том, что эти возможности, действительно, рекордные, ничего удивительного нет: ведь газ можно нагреть в принципе до любой желаемой температуры. Нет ничего сложного и в превращении ядерного горючего в газ: известны газообразные соединения урана, да и испарить можно любое вещество. Но как сохранить газ в реакторе, обеспечив, вместе с тем, эффективную теплопередачу от него к рабочему веществу?

Впрочем, так ли уж необходимо сохранять, не расходуя, ядерное горючее? Конечно, если реактивная струя ядерного ракетного двигателя будет состоять из смеси рабочего вещества с ядерным горючим и продуктами его деления, то такая струя окажется смертельно опасной из-за своей радиоактивности. Но в большинстве проектов космических ядерных ракет использование ядерного двигателя предусматривается только в космосе, где эта опасность уже не страшна. Правда, остается другое — ядерное горючее намного дороже рабочего вещества (по некоторым данным, в десятки тысяч раз<sup>2)</sup>), и если это горючее будет расходоваться в больших количествах, как, например, в простейшей «прямоточной» схеме ядерного двигателя (рис. 17), то применение такого двигателя окажется неприемлемым по экономическим соображениям — каждый космический полет обойдется в миллиарды рублей.

Поэтому-то расход ядерного горючего нужно ограничивать, стремиться к тому, чтобы он был во много раз меньше, чем расход рабочего вещества, но полное его сохранение вовсе не обязательно. По некоторым оценкам зарубежной печати<sup>3)</sup> экономически пригодным можно считать двигатель, в котором расход рабочего вещества превосходит расход ядерного горючего не менее чем в 35 раз; по другим оценкам теряться с рабочим веществом должно

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», X, 1967, реф. 10. 34. 169 и др.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», X, 1967, № 10.

<sup>3)</sup> Astronautics and Aerospace Engineering, VIII, 1963, стр. 89.

не более одного атома ядерного горючего из каждой тысячи таких атомов<sup>1)</sup>).

Из-за этого, а также из-за того, что в реактивной струе концентрация ядерного горючего должна быть примерно в 1000 раз меньше, чем рабочего вещества (чтобы не было существенных потерь в величине удельного импульса и по другим причинам), при создании газозофазного реактора нужно стремиться к тому, чтобы скорости движения через реактор ядерного горючего и рабочего вещества были разными. В среднем частицы горючего должны находиться в активной зоне реактора дольше, чем частицы рабочего вещества, раз в 100, и даже в 1000<sup>2)</sup>. Как же можно добиться этого?

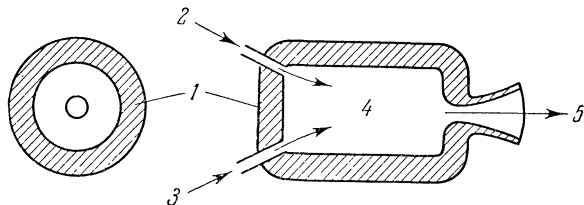


Рис. 17. Схема «прямоточного» газозофазного ядерного ракетного двигателя.

1 — корпус с замедлителем и отражателем, 2 — подача газозофазного ядерного горючего, 3 — подача рабочего вещества, 4 — газовая активная зона реактора, 5 — реактивная струя (по Astronautics a. Aerospace Engineering, VIII, 1963, стр. 88).

В одной из предложенных схем двигатель остается «прямоточным», как и на рис. 17, но потоки ядерного горючего и рабочего вещества в нем уже предварительно не перемешиваются, а выполняются раздельными, причем соосными, так что ядерное горючее течет как бы внутри трубопровода из рабочего вещества (рис. 18). В таком «коаксиальном» реакторе скорость движения ядерного горючего легко может быть выдержана значительно меньшей, чем у рабочего вещества.

В другой схеме — вихревого газозофазного реактора<sup>3)</sup>, используется уже известный нам принцип создания устойчивого вихря, например, путем тангенциального выпуска

внутри барабана реактора газозофазной смеси ядерного горючего и рабочего вещества. Так как молекулы ядерного горючего тяжелее, то под действием образующейся

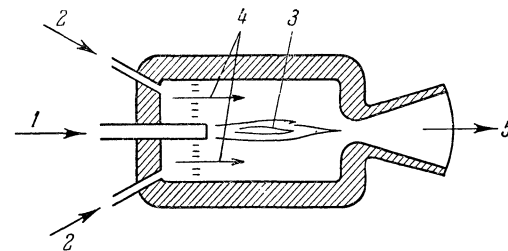


Рис. 18. Схема «коаксиального» газозофазного ядерного ракетного двигателя.

1 — подача ядерного горючего, 2 — подача рабочего вещества, 3 — поток ядерного горючего, малая скорость, 4 — поток рабочего вещества, большая скорость, 5 — реактивная струя (по Astronautics a. Aerospace Engineering, VIII, 1963, стр. 91).

при быстром вращении вихря центробежной силы они будут оттесняться к периферии, создавая там снова кольцевой слой, своеобразное вращающееся урановое или

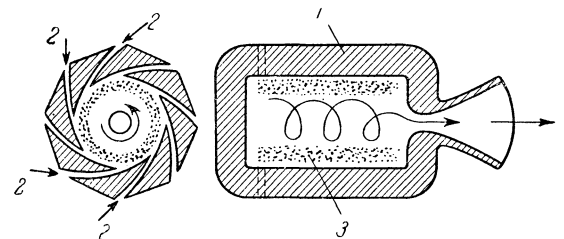


Рис. 19. Схема «вихревого» газозофазного ядерного ракетного двигателя.

1 — корпус с замедлителем и отражателем, 2 — подача смеси ядерного горючего и рабочего вещества, 3 — «урановое облако», 4 — реактивная струя (по Astronautics a. Aerospace Engineering, VIII, 1963, стр. 91).

плутониевое «облако» (рис. 19). И в этом случае «время пребывания» в реакторе для ядерного горючего оказывается гораздо большим, чем для рабочего вещества<sup>1)</sup>. Правда, при тангенциальном выпуске возникает сильная

<sup>1)</sup> New Scientist, 27. VI. 1963, стр. 706.

<sup>2)</sup> Raumfahrtforschung, 1965, 3, стр. 106.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 3. VI. 1963, стр. 28.

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», X, 1967, реф. 10.34.169.

турбулентность, затрудняющая создание устойчивого «облака», но проблема может быть решена и иначе, например, путем электромагнитной закрутки вихря<sup>1)</sup>. Другой метод решения той же задачи связан с использованием открытия, сделанного недавно в США при исследовании процессов в газозафазном реакторе. Оказалось, что наряду с основным вихревым потоком в полости реактора образуется дополнительный медленный и устойчивый вихрь тороидальной формы. Если в обычном вихревом реакторе «время пребывания» ядерного горючего больше, чем рабочего вещества, в пять раз, то в опытах с использованием тороидального вихря в качестве своеобразного «резервуара» для горючего это соотношение возросло до 240<sup>2)</sup>.

Рассматривается за рубежом и еще одна схема газозафазного ядерного реактора для ракетного двигателя, получившая название схемы с «ядерной лампой» или ампульной<sup>3)</sup>. В этой схеме, в отличие от предыдущих, ядерное горючее полностью изолируется от рабочего вещества, так что не возникает проблемы его расходования. Все ядерное горючее размещается внутри реактора в специальном баллоне (или ампуле), изготовленном из жароупорного прозрачного материала, например, сапфира или кварца.

Естественно, что этот ярко светящийся баллон, из-за которого реактор и обязан своему названию, должен иметь стенки со специальным охлаждением (рис. 20). Внутри баллона и находится активная зона реактора; там идет цепная реакция деления ядерного горючего, а в кольцевом зазоре между баллоном и корпусом реактора течет рабочее вещество (в проекте, разработанном фирмой Дуглас, таких баллонов должно быть несколько; рис. 21). На этот раз нагрев рабочего вещества производится уже не за счет конвекции, а в результате поглощения излучения активной зоны, температура в которой может достигать 14 000° К. Разумеется, стенки баллона не должны терять своей прозрачности под действием излучения, в особенности, нейтронного и гамма-излучения<sup>4)</sup> (чего,

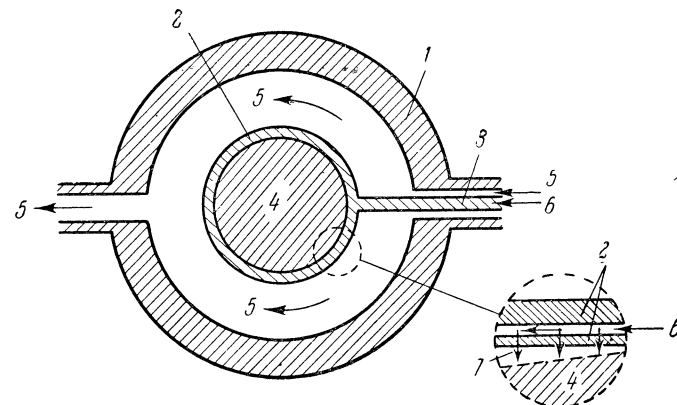


Рис. 20. Схема газозафазного ядерного реактора с «ядерной лампой». В кружке вынесено сечение стенки «лампы».

1 — корпус с замедлителем и отражателем, 2 — прозрачный баллон — «ядерная лампа», 3 — канал для подачи охлаждающей жидкости в стенки баллона, 4 — активная зона с ядерным горючим, 5 — рабочее вещество, 6 — охлаждающий баллон, 7 — слой охлаждающего вещества, изолирующий баллон от ядерного горючего (Missiles and Rockets, 4. V. 1964, стр. 27).

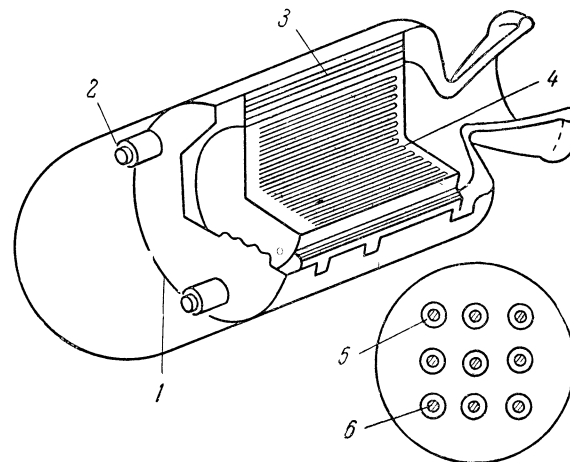


Рис. 21. Схема ядерного ракетного двигателя с газозафазным реактором по проекту фирмы Дуглас (несколько «ядерных ламп»).

1 — тяговая камера, 2 — управляющие стержни, 3 — отражатель-замедлитель, 4 — кварцевые трубки («ядерные лампы»), 5 — рабочее вещество (охлаждающий водород), 6 — ядерное горючее (уран) (Space/Aeronautics, 1962, т. 38, № 4, стр. 54).

<sup>1)</sup> «Ракетная техника и космонавтика» (AIAA J.), IV, 1966, т. 4, № 4, стр. 78.

<sup>2)</sup> Science News, 5. VIII. 1967, т. 92, № 6, стр. 135.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 4. V. 1964, стр. 27; «Вопросы ракетной техники», 10, 1968.

<sup>4)</sup> J. Spacecraft a. Rockets, X, 1968, № 10.



вообще говоря, очень не просто достичь), а рабочее вещество не должно быть прозрачным для этого излучения, в связи с чем может понадобиться добавление к нему в небольших количествах какого-либо вещества, хорошо поглощающего излучение в нужном спектре частот (например, частичек графита).

Кстати сказать, такое насыщение ядерного горючего поглощающим излучение веществом может оказаться необходимым и для всех типов газофазного реактора по другой, очень важной причине. Мы до сих пор не касались вопроса о том, как обеспечить охлаждение стенок газофазного реактора, а это, очевидно, немаловажная проблема, если учесть колоссальную температуру газов внутри реактора. Ведь если рабочее вещество прозрачно для излучения, то значительная часть ядерной энергии, выделяющейся в реакторе, будет передаваться излучением его стенкам; во всех случаях стенки будут поглощать с нейтронным и гамма-излучением примерно 10% всей энергии<sup>1)</sup>. Легко видеть, что в предельном теоретически мыслимом случае, когда вся выделяющаяся в реакторе энергия передается стенкам именно излучением, рабочее вещество может нагреваться только при охлаждении им стенок, но при этом теряются все потенциальные преимущества газофазного реактора, ибо максимальная температура рабочего вещества опять оказывается ограниченной температурой твердых стенок реактора. Поэтому-то необходима большая поглощательная способность рабочего вещества при рабочих температурах в реакторе, чтобы максимально увеличить долю поглощаемого им излучения и тем самым снизить поглощение излучения стенками. Иначе возможная температура нагрева рабочего вещества будет также неизбежно уменьшена<sup>2)</sup>. Так, если считать, как указано выше, что стенкам передается 10% всей энергии, выделяемой в активной зоне реактора, то это сразу же определяет максимальное значение температуры газофазной активной зоны; очевидно, она будет больше, чем у твердофазной активной зоны, примерно в 10 раз, т. е. составит примерно 30 000°K<sup>3)</sup>. Кстати, это определяет и возможную величину удельного импульса (поскольку он про-

порционален корню квадратному из температуры) — для газофазного реактора в этом случае он составит примерно 3000 сек. Значительное увеличение удельного импульса, вплоть до 20 000 сек и более, может быть достигнуто только в том случае, если охлаждение стенок реактора будет осуществляться уже не рабочим веществом, а путем непосредственного излучения в космос с помощью специального высокотемпературного радиатора<sup>1)</sup>.

Есть у любого газофазного реактора, вне зависимости от его устройства, и еще одна трудность, связанная на этот раз со специфическими особенностями цепной реакции ядерного деления. Как известно, эта реакция идет только в том случае, когда масса делящегося вещества — ядерного горючего достигает так называемого критического значения или превышает ее. Требование минимальной, критической массы ядерного горючего не является сколько-нибудь обременительным для твердофазного и жидкофазного реакторов, ибо обычно критическая масса составляет несколько килограммов или, самое большое — несколько десятков килограммов<sup>2)</sup>, и критические размеры активной зоны не получаются большими. Но в случае газообразного горючего, как легко видеть, эти размеры сильно возрастают и тем сильнее, чем выше температура газов в активной зоне. При обычных давлениях размеры газофазного ядерного реактора могут стать просто фантастическими, его диаметр может достичь сотен метров, иначе реакция не пойдет. По существу, единственным, наиболее реальным способом уменьшения размеров реактора является повышение давления в нем. По данным некоторых теоретических исследований<sup>3)</sup>, в случае активной зоны с однородной смесью горючего и рабочего вещества (т. е. «прямоточного» реактора) давление в реакторе должно достигать 7000 атм. Конечно, такое давление вряд ли осуществимо в реальном реакторе, но даже в лучшем случае давление должно все же составлять сотни атмосфер<sup>4)</sup>.

<sup>1)</sup> Aviation Week, 3. II. 1964, стр. 64 и др.

<sup>2)</sup> Raumfahrtforschung, 1965, № 3, стр. 105. Например, для реактора с цилиндрической активной зоной диаметром 80 см приводятся значения критической массы: плутония-239 2—3 кг, урана-233 6—7 кг, урана-235 9—11 кг (реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», IX, 1967, реф. 9.34.145).

<sup>3)</sup> Astronautics and Aerospace Engineering, VIII, 1963, стр. 90.

<sup>4)</sup> Astronautics and Aeronautics, I, 1966, стр. 57.

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics, IV, 1965, стр. 35.

<sup>2)</sup> Astronautics and Aerospace Engineering, VIII, 1963 и др.

<sup>3)</sup> «Ракетная техника и космонавтика» (AIAA J.), IV, 1966, т. 4, № 4, стр. 78.

Разумеется, это требование сильно усложняет проблему создания газозфазного реактора, и, в частности, очень утяжеляет его, вследствие чего его применение мыслимо лишь для очень тяжелой ракеты. Одно время считалось даже, что такой реактор вообще практически неосуществим. Однако потенциальные преимущества газозфазных ракетных двигателей постоянно возбуждают интерес исследователей к ним. По сообщениям зарубежной печати, на работы по этим двигателям (такие работы ведут фирмы Юнайтед Эркرافт, Дуглас, Эроспейс<sup>1)</sup> и др.) в США тратятся весьма значительные средства<sup>2)</sup>, и все же создание такого двигателя — дело более отдаленного будущего, если оно вообще окажется возможным.

Существует и еще один мыслимый путь создания ядерных космических ракет, о котором часто пишет зарубежная печать<sup>3)</sup>. Этот путь основан на идее так называемых ядерно-импульсных ракетных двигателей, а проще говоря, на использовании в таких двигателях обычных ... атомных бомб.

Действительно, почему не представить себе ракетный двигатель с тяговой камерой достаточно большого размера для того, чтобы в эту камеру периодически подавались и взрывались в ней ядерные бомбы малой мощности? Разумеется, одновременно в камеру должно подаваться и какое-либо инертное рабочее вещество, например, даже обычная вода, с тем, чтобы выделившаяся при взрыве ядерная энергия сообщалась этому веществу, нагревая его до очень высокой температуры и заставляя вытекать наружу через обычное реактивное сопло с образованием большой силы тяги? Большим преимуществом такого импульсного ядерного ракетного двигателя по сравнению с описанными выше непрерывно работающими является то, что в нем может быть достигнута очень высокая температура нагрева рабочего вещества без необходимости в сложных системах охлаждения и изоляции стенок. Правда, здесь возникают свои технические проблемы и немалые, в частности, связанные с обеспечением достаточной прочности стенок, созданием механизма гашения

(амортизации) ударных нагрузок при взрыве с тем, чтобы они не сообщались космическому кораблю и др.

Сообщения о теоретических и проектных разработках подобных ядерно-импульсных ракет в США публикуются зарубежной печатью уже в течение ряда лет. В частности, по одному из проектов такого рода, выполненному известной авиакосмической фирмой Мартин (рис. 22)<sup>1)</sup>, космическая ракета должна иметь общую высоту 90 м, диаметр тяговой «взрывной» камеры примерно 40 м и взлетную массу порядка 1600 т, из которых масса инертного рабочего вещества (воды) — примерно 930 т и масса полезного груза — 90 т. Стенки взрывной камеры — стальные, толщиной около 13 мм, в ней взрываются ядерные бомбы (капсулы) небольшой мощности, порядка 0,01 килотонн тринитротолуола. Подача капсул во взрывную камеру производится специальной пневматической «пушкой». Расстояние кабины экипажа корабля от центра ядерного взрыва в камере избрано равным примерно 66 м, что соответствует безопасному в отношении радиации расстоянию в 3 км от эпицентра взрыва ядерной бомбы мощностью 20 килотонн. Это, так сказать, на всякий случай...

Судя по сообщениям зарубежной печати, проекты создания ядерно-импульсных ракет, подобных описанной выше, не получили развития в США. Зато эта печать за последние годы не раз возвращалась к идее ядерно-импульсной ракеты другого типа, отличающейся от описанной выше тем, что она вообще начисто лишена какого бы то ни было... ракетного двигателя.

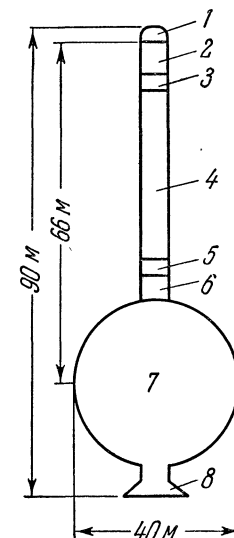


Рис. 22. Схема космической импульсно-ядерной ракеты по проекту фирмы Мартин (США).

1 — кабина экипажа, 2 — полезный груз, 3 — амортизатор, 4 — бак рабочего вещества и хранилище ядерных капсул (бомб), 5 — амортизатор, 6 — механизм подачи капсул в тяговую камеру («пневматическая пушка»), 7 — тяговая камера, 8 — реактивное сопло

<sup>1)</sup> Aviation Week, 6. XI. 1967, т. 87, № 9, стр. 13; Space/Aeronautics, 1962, т. 38, № 4, стр. 54.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 21. III. 1966, стр. 17 и др.

<sup>3)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», VI, 1967, реф. 6.62.287—8 и др.

<sup>1)</sup> Aviation Week, 25. I. 1960, стр. 34.

На первый взгляд эта фраза кажется вообще лишеной смысла, какой-то неуместной шуткой, но в действительности дело обстоит не так. Конечно, ракеты без ракетного двигателя не бывает, но в данном случае этот двигатель принимает вид уж очень необычный для ракетной техники. По существу, двигатель, создающий тягу для полета ракеты, располагается... вне ракеты.

Но довольно загадок и иносказаний. Речь идет о той же ядерно-импульсной ракете взрывного типа, но только без специальной взрывной камеры. На самом деле, так ли уж велика нужда в ней? Ведь в принципе можно представить себе ту же ядерную бомбу, взрывающуюся непосредственно за кормой ракеты так, чтобы давление образующихся при взрыве газов (рабочее вещество необходимо и здесь, оно должно размещаться в самой бомбе) толкало ракету вперед. Эта схема и положена в основу проекта «Орион», разрабатывающегося в США<sup>1)</sup>. Космическая ракета по этому проекту должна быть снабжена сзади мощной стальной плитой, на которую и будет действовать давление ядерного взрыва (рис. 23). Взрывные устройства (ядерные бомбы) мощностью порядка 1 килотонны должны выбрасываться специальным устройством из ракеты назад через определенные интервалы времени и взрываться на заданном расстоянии от плиты. На исследовательские работы по проекту «Орион» затрачены немалые средства; считается, что он мог бы быть реализован примерно к середине 1980-х гг. Однако данные о серьезных работах над этим проектом в печати отсутствуют, государственное финансирование этих работ прекращено<sup>2)</sup>, что связано, в частности, с известным договором о прекращении ядерных испытаний. Вряд ли американские ученые сколько-нибудь основательно ориентируются на этот проект, планируя будущее своих исследований космического пространства.

Из приведенного выше краткого обзора различных рассматривающихся за рубежом возможных схем мощных ядерных ракетных двигателей напрашивается один непреложный вывод: реальная возможность значительного повышения температуры рабочего вещества ракетного двигателя с помощью ядерной энергии в общем не-

велика. В ядерных ракетных двигателях, создание которых возможно в ближайшие годы, именно двигателях с твердофазным реактором, повышение температуры вообще недостижимо, а различные более сложные двигатели, где такое повышение в принципе возможно, не вышли, по существу, из стадии первоначальных изысканий и на пути их создания стоят уникальные инженерные трудности.

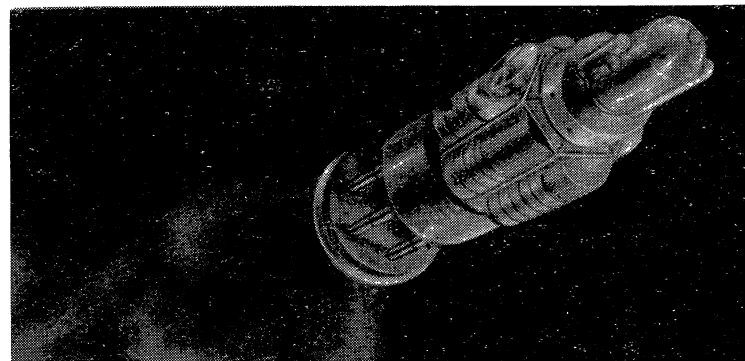


Рис. 23. Рисунок ядерно-импульсной ракеты по проекту «Орион» (США). Ракета диаметром 10 м и весом порядка 90 т должна выводиться в космос ракетой-носителем «Сатурн-5» (Missiles and Rockets, 14. XII 1964, стр. 13).

Но значит ли это, что космонавтика вообще не может рассчитывать в своих планах на реальную помощь ядерной энергии? никоим образом. Ведь мы рассматривали до сих пор только одну возможность — повышение температуры рабочего вещества. Тут дело плохо. Однако, может быть, лучше перспективы возможного уменьшения молекулярного веса рабочего вещества ядерных ракетных двигателей? Ведь только совместное влияние обоих этих факторов определяет, как подчеркивалось выше, конечную эффективность космического ракетного двигателя.

Такие перспективы, действительно, имеются. Ведь никто не мешает использовать в качестве рабочего вещества атомной ракеты химический элемент с наименьшим возможным молекулярным весом — водород. Это должно дать немалый эффект в отношении увеличения удельного импульса.

<sup>1)</sup> American Machinist, 7. VI. 1965 и др.

<sup>2)</sup> Space Age News, VII, 1964, стр. 25.

На самом деле, в случае термохимических двигателей минимальным возможным значением молекулярного веса продуктов сгорания нужно считать, вероятно, 9—10. При работе таких двигателей на жидком водороде и жидком кислороде продуктом полного сгорания является вода, ее молекулярный вес равен 18. А использование того же водорода в качестве рабочего вещества ядерного двигателя дает сразу величину 2, т. е. уменьшение по крайней мере в 4,5—5 раз.

Какие же значения удельного импульса считаются в этом случае возможными для ядерных ракетных двигателей разных типов?

Зарубежная печать приводит различные значения, однако наиболее типичными можно считать следующие:

|                                  |   |
|----------------------------------|---|
| для твердофазного реактора       | — 800—1000 сек (по другим данным, несколько ниже: 700—900 сек; см. рис. 24) |
| для реактора с «кипящим слоем»   | — 1000—1200 сек <sup>1)</sup>   |
| для жидкофазного реактора        | — 1200—1600 сек <sup>2)</sup>   |
| для газофазного реактора         | — 1500—5000 сек <sup>3)</sup>   |
| для ядерно-импульсного двигателя | — до 100 000 сек и даже <sup>4)</sup> 200 000 сек                           |

Как видно, диапазон возможных значений очень велик (рис. 25). Но если даже ориентироваться на наименьшие из приведенных значений, относящиеся к вполне реально осуществимому двигателю с твердофазным реактором, работающему на жидком водороде, то и тогда величина удельного импульса по сравнению с химическими двигателями возрастает раза в два. Возможности, которые открываются в космонавтике в связи с таким увеличением, трудно переоценить. Так, по разным оценкам это позволит увеличить полезный груз ракеты-носителя данного взлетного веса при полете на Луну или планеты в 1,5—2 раза<sup>5)</sup>, сильно сократить длительность полета, сделать вообще возможными некоторые межпланетные полеты и т. д. А более со-

<sup>1)</sup> ARS Journal, IV, 1961, стр. 547.

<sup>2)</sup> Technology Week, 1966, т. 19, № 22, стр. 168.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 21. III. 1966, стр. 17; Space/Aeronautics RaD., 1963, стр. 69.

<sup>4)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», VI, 1967, реф. 6.62.287—8.

<sup>5)</sup> Astronautics a. Aeronautics, III, 1965, стр. 25 и XII, 1964, стр. 22 и др.

вершенные ядерные ракетные двигатели в состоянии повысить эффективность космических ракет-носителей в десятки и сотни раз<sup>1)</sup>.

Эти возможности объясняют то большое внимание, которое уделяется в США созданию ядерного ракетного

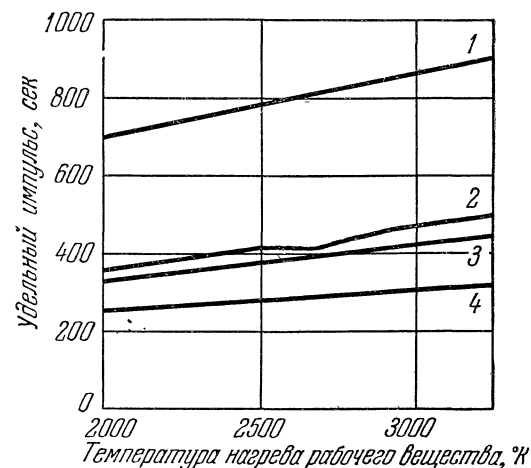


Рис. 24. Зависимость удельного импульса ядерного ракетного двигателя от вида рабочего вещества и температуры его нагрева в реакторе.

1 — водород, 2 — метан, 3 — аммиак, 4 — вода (Journal of the British Interplanetary Society, 1963—1964, 19, стр. 307).

двигателя. Прежде всего это касается двигателя с твердофазным реактором, как наиболее реальной и, по существу, единственно посильной при современном уровне знаний задаче. Ядерная ракета с таким реактором разрабатывается в США по общей программе «Ровер», работы по которой ведутся уже полтора десятка лет, но пока еще далеки от завершения. В качестве возможного срока создания такой ракеты теперь называют конец семидесятых и даже середину восьмидесятых годов, да и то при условии выде-

<sup>1)</sup> Mechanical Engineering, V, 1964 и др. Например, в случае полета на Марс или Венеру полезный груз может составить 25—35% взлетной массы ракеты-носителя тогда как для химических ракет он равен лишь десятым долям процента (Aviation Week, 3. II. 1964, стр. 64).

ления достаточных средств, кстати сказать, более чем значительных<sup>1)</sup>.

Первый реактор для ракеты «Ровер» получил название «Киви» по имени безобидной новозеландской птицы,

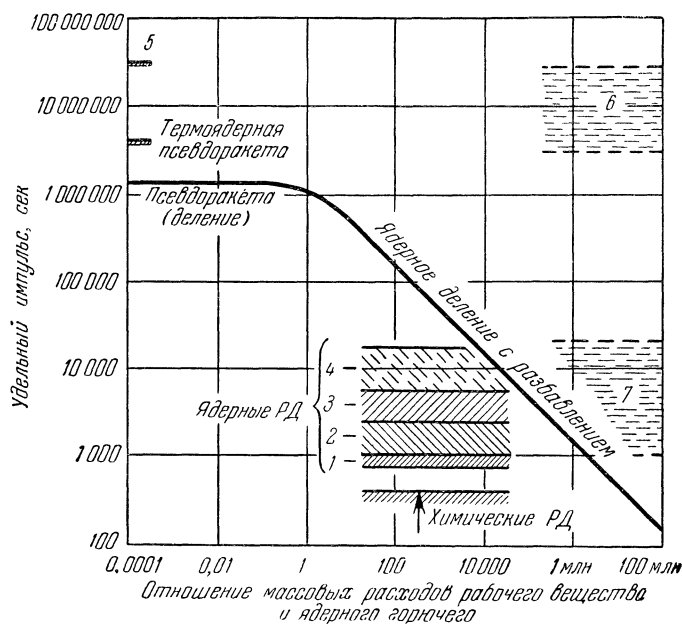


Рис. 25. Диапазон возможных значений удельного импульса химических и ядерных космических ракетных двигателей большой тяги.

1 — ядерный двигатель с твердофазным реактором, 2 — то же с «кипящим слоем» и с жидкофазным реактором, 3 — то же с газифазным реактором, 4 — то же с перспективными более высокотемпературными газифазными реакторами, 5 — теоретически максимально возможный удельный импульс (соответствует скорости истечения, равной скорости света), 6 — область необходимых значений удельного импульса для первых межзвездных полетов, 7 — то же для межпланетных полетов в Солнечной системе (по Missiles and Rockets, 4. V. 1964, стр. 26).

отличающейся тем, что она не способна летать; выбор названия объясняется назначением реактора — он был предназначен не для полета, а лишь для наземных стендовых испытаний. Эти реакторы, как и все последующие, разра-

ботанные по программе «Ровер», являются твердофазными и в принципе одинаковы по конструкции. Активная зона реактора представляет собой связки тепловыделяющих элементов из графита, в котором диспергированы частицы делящегося ядерного горючего — карбида урана с покрытием из пиролитического графита. В тепловыделяющих элементах предусмотрены каналы для течения рабочего вещества, которым служит жидкий водород. Чтобы устранить коррозионное действие водорода на графит, эти каналы имеют покрытие из карбида ниобия<sup>1)</sup>.

Первая серия из трех реакторов — «Киви-А» — была предназначена для испытаний на газообразном водороде, начатых в 1959 г. Расчетная тепловая мощность для этих реакторов 100 Мвт. Затем, начиная с 1962 г., начались испытания второй серии реакторов — «Киви-В» (рис. 26) тепловой мощностью 1100 Мвт, предназначенных уже для работы на жидком водороде (всего испытывалось семь модификаций реактора «Киви»). Эти эксперименты выявили многочисленные дефекты реакторов, подвергавшихся поэтому различным конструктивным доработкам, и были закончены в августе 1964 г.<sup>2)</sup> испытанием реактора В-4Е-301. В ходе этого испытания двигатель работал<sup>3)</sup> на мощности 900 Мвт более 8 мин, развивая тягу порядка 22 700 кг при удельном импульсе 750 сек. Затем в самом начале 1965 г. реактор был разрушен в ходе специального испытания «Киви-ТНТ», при котором он был доведен до взрыва вследствие разгона реактора с целью выяснения особенностей такого катастрофического режима<sup>4)</sup>. Если нормально переход реактора с нулевой мощности на полную требует десятков секунд (что, кстати, совершенно недостижимо для стационарных реакторов), то при этом испытании длительность такого перехода определялась лишь инерцией регулирующих стержней; она составляла тысячные доли секунды, почти взрыв (он происходит еще в тысящи раз быстрее). Примерно через 44 миллисекунды после перевода стержней в положение полной мощности реактор был разрушен действием сил, эквивалентных взрыву 50—60 кг тринитротолуола<sup>5)</sup>.

<sup>1)</sup> Flight, 6. IV. 1967, стр. 532.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 30. XI. 1964, стр. 173.

<sup>3)</sup> Flight, 5. VIII. 1965.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 11. I. 1965, стр. 15.

<sup>5)</sup> Space/Aeronautics, IV, 1965, стр. 32.

<sup>1)</sup> New Scientist, 16. III. 1967, стр. 549.



Еще в ходе работ по программе «Киви», в 1961 г. была начата разработка ядерного ракетного двигателя по программе «Нерва», предназначенного уже для летных

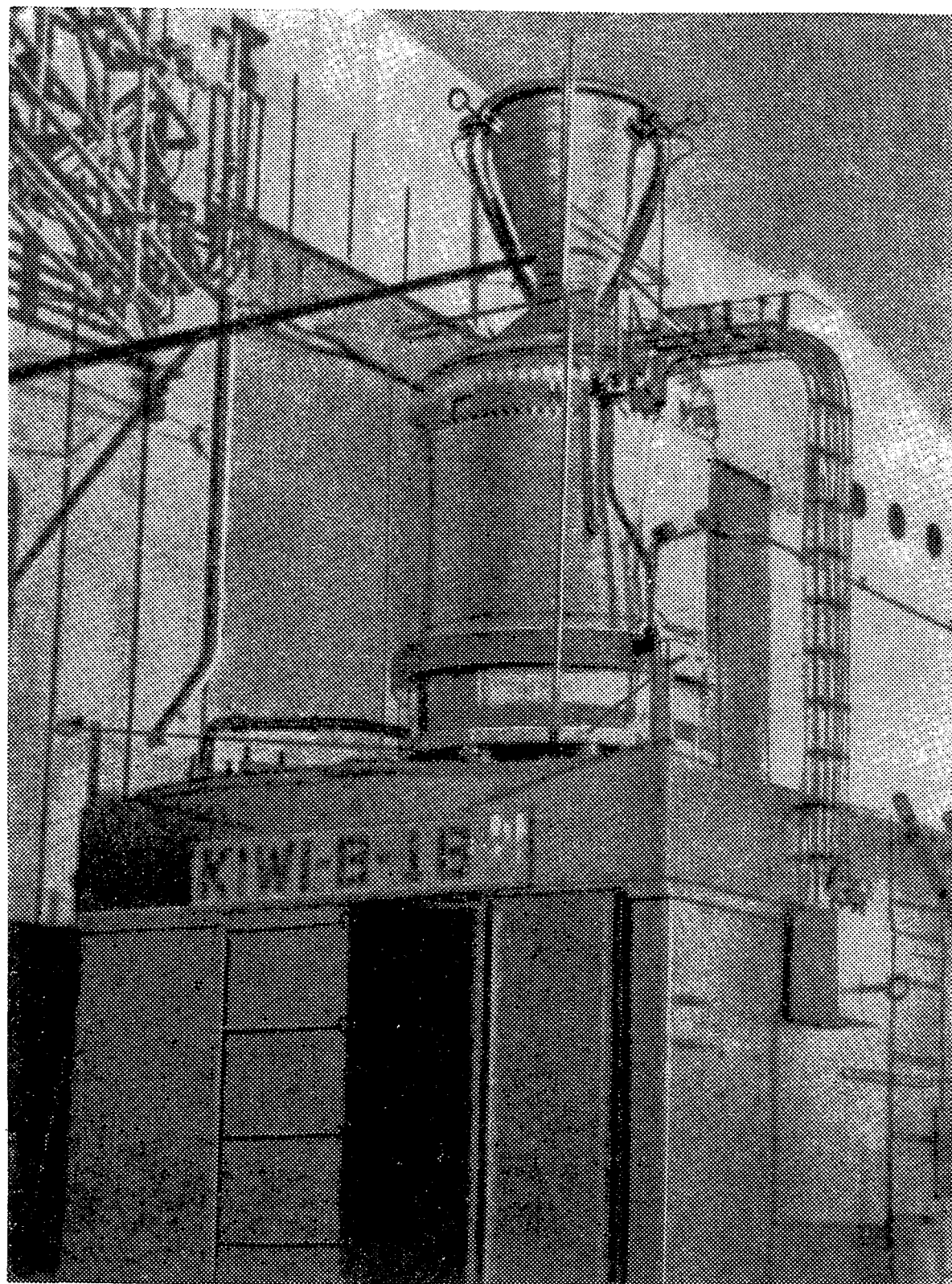


Рис. 26. Ядерный ракетный двигатель с реактором «Киви-В» на испытательном стенде. Реактивное сопло направлено вверх (Astronautics, XII, 1962).

испытаний и основанного на использовании реактора типа «Киви»<sup>1)</sup>). Макет двигателя «Нерва» фирмы Эроджет показан на рис. 27 (подобный макет в натуральную величину общей

<sup>1)</sup> J. of the British Interplanetary Society, 1963—1964, т. 19, стр. 306.

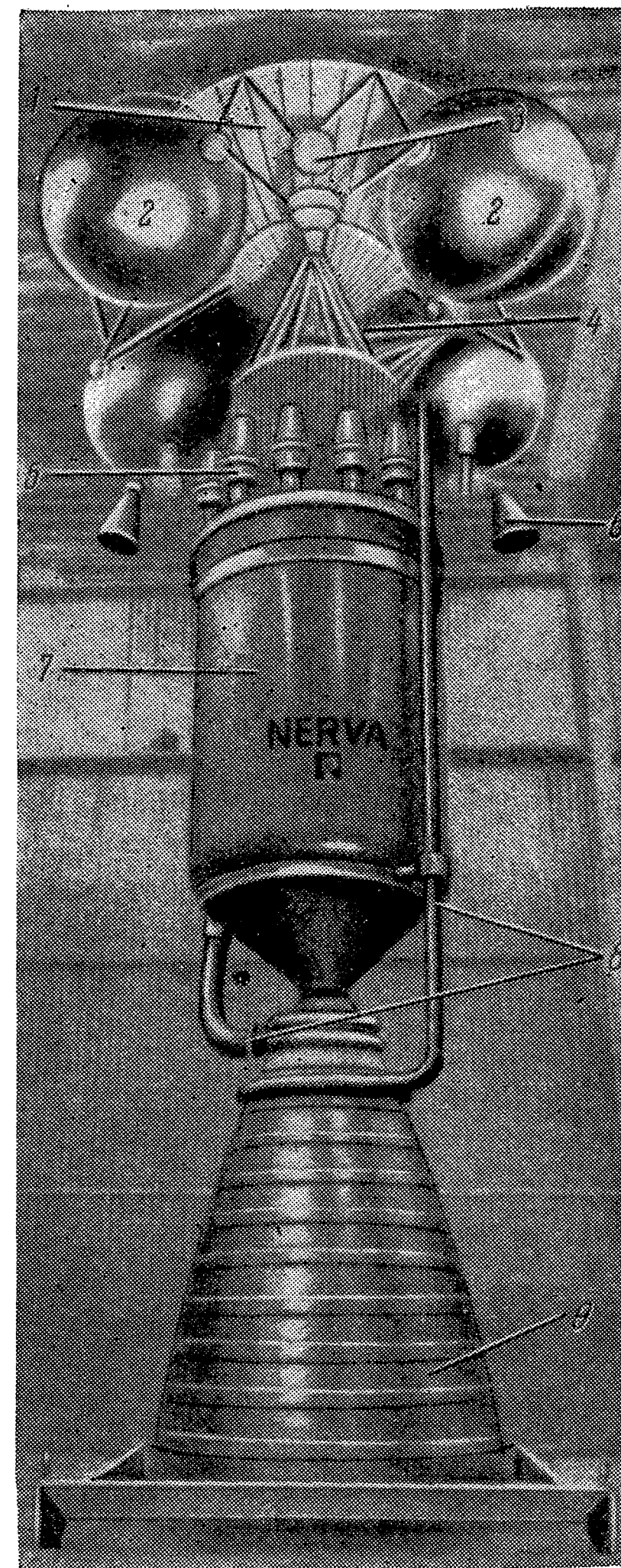


Рис. 27. Атомный ракетный двигатель «Нерва», США (макет).

1 — рама подвески двигателя, передающая ракете усилие тяги двигателя; 2 — баллоны со сжатым газом системы управления, 3, 4 — шарнирные механизмы поворота двигателя для управления ракетой по тангажу и курсу, 5 — пневмомеханизм управления регулирующими стержнями реактора, 6 — реактивные сопла управления ракетой по крену, 7 — ядерный реактор, 8 — трубопроводы подачи газа в турбонасосный агрегат, расположенный над реактором, 9 — реактивное сопло двигателя.

высотой 6,6 м был экспонирован на выставке в Париже в 1967 г.<sup>1)</sup>, а схема устройства этого двигателя — на рис. 28.

В том же году были начаты работы и по ракете, предназначенной для испытаний двигателя «Нерва» и получившей название «Рифт» (рис. 29). Однако впоследствии

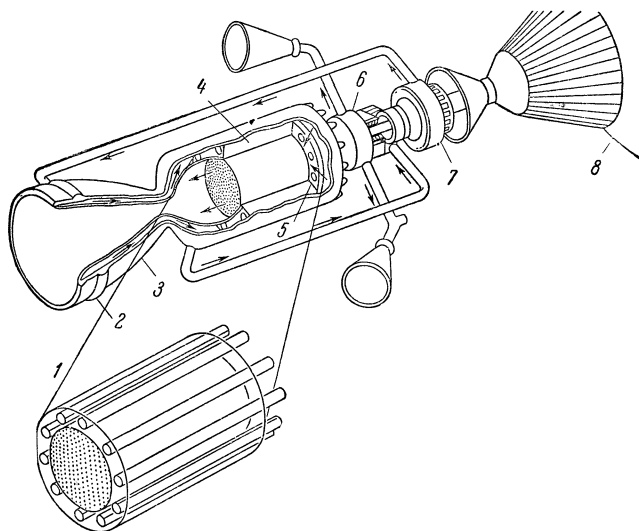


Рис. 28. Схема устройства ядерного ракетного двигателя «Нерва». Отдельно показано устройство твердофазной активной зоны.

1 — активная зона, 2 — реактивное сопло, 3 — корпус, 4 — отражатель, 5 — экранировка, 6 — турбина, 7 — насос, 8 — бак с жидким водородом (Space/Aeronautics, IV, 1965, стр. 34).

работы по этой ракете, которую предполагалось использовать в качестве верхней ступени космической ракеты-носителя «Сатурн-5», были прекращены<sup>2)</sup>. Разработка двигателей «Нерва» и реакторов для них ведется поэтому пока лишь для целей наземных испытаний, хотя итогом этой работы должно быть, в конце концов, создание летного образца.

Первые этапы работы по двигателю «Нерва» базировались на реакторе, изготовленном в нескольких модифика-

<sup>1)</sup> Technology Week, 12. IV. 1967, т. 20, № 24, стр. 18.

<sup>2)</sup> Flight, 30. III. 1967, стр. 493.

циях фирмой Вестингауз<sup>1)</sup>, получившем обозначение NRX и представлявшем собой реактор «Киви-В» (реакторы «Киви» создавались в Лос-Аламоссской лаборатории Калифорнийского университета), специально модифицированный для этих работ<sup>2)</sup>. Испытания реакторов начались в 1964 г.<sup>3)</sup>, при этих испытаниях была достигнута мощность

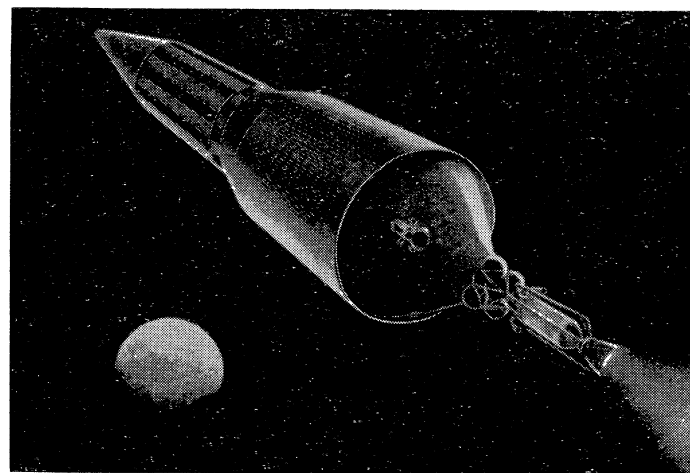


Рис. 29. Рисунок ядерной ракеты по проекту «Рифт» (Astronautics, XII, 1962).

1000 Мвт, тяга примерно 22,5 Т и удельный импульс более 700 сек; в ходе испытаний, продолжавшихся в 1965 г., один из реакторов работал на полной мощности 1100 Мвт в течение примерно 16,5 мин<sup>4)</sup> с удельным импульсом более 750 сек<sup>5)</sup>. При этих испытаниях отработывались отдельные элементы двигателя «Нерва»<sup>6)</sup>. В 1966 г. впервые было произведено испытание всего двигателя с реактором<sup>7)</sup> на полной мощности; в первой серии этих испытаний

<sup>1)</sup> Astronautics a. Aeronautics, VI, 1965, стр. 34.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 18. V. 1964.

<sup>3)</sup> Astronautics a. Aeronautics, I, 1965, стр. 31.

<sup>4)</sup> Space World, VIII, 1965.

<sup>5)</sup> Spaceflight, IV, 1966, стр. 122.

<sup>6)</sup> Engineering, 15. VII. 1966.

<sup>7)</sup> Aviation Week, 21. III. 1966, стр. 101.

двигатель работал в течение 110 минут, из которых 28 минут на полной мощности; тепловая мощность реактора достигала 1100 Мвт, максимальная температура водорода на выходе из реактора — примерно 2000°С, тяга двигателя — 20 Т<sup>1)</sup>.

В 1963 г. Лос-Аламосская лаборатория начала разработку новых усовершенствованных твердофазных графитовых реакторов для двигателя «Нерва» по программе «Феб»<sup>2)</sup>.

Первый из этих реакторов — «Феб-1» имеет примерно такие же размеры, как и «Киви-В» (диаметр 813 мм, длину 1395 мм<sup>3)</sup>), однако рассчитан на примерно вдвое большую мощность; на базе этого реактора должен быть создан двигатель «Нерва-1». Более поздняя модификация «Феб-2» мощностью порядка 4000—5000 Мвт является основной целью этих работ, поскольку предназначена для использования на летном варианте двигателя «Нерва-2». Этот двигатель тягой в диапазоне 90—110 Т должен иметь исходное значение удельного импульса 825 сек (с последующим увеличением до 900 сек), основывающееся на уже достигнутых значениях температуры в реакторе порядка 1980°С<sup>4)</sup> (расчетная температура равна 2500°С<sup>5)</sup>) и давлении 44 атм; высота двигателя равна примерно 12 м, наружный диаметр (по корпусу реактора) — 1,8 м<sup>6)</sup>. Расход водорода для двигателя с реактором «Феб-1» составляет 32—34 кг/сек, «Феб-2» — 136 кг/сек<sup>7)</sup>. Вес двигателя «Нерва-2» должен составить примерно 13,6 Т<sup>8)</sup>.

В феврале 1967 г. были проведены стендовые испытания реактора «Феб-1» в течение 45 минут, в том

числе 30 минут<sup>1)</sup> на мощности 1250—1500 Мвт. Реактор «Феб-2» был испытан в июне 1968 г.; он работал более 1 часа, причем 12 минут — на тепловой мощности 4200 Мвт<sup>2)</sup>. Двигатель «Нерва-1» предполагается подготовить к эксплуатации к середине 70-х гг., двигатель «Нерва-2» — к концу того же десятилетия<sup>3)</sup>. По последним данным, финансовые трудности, с которыми США столкнулись, главным образом в связи с дорогостоящей эскалацией войны во Вьетнаме, заставили правительство США отказаться на этом этапе от работ по двигателю «Нерва-2», программа которых была объявлена президентом Джонсоном в марте 1967 г., и создать двигатель «Нерва-1» несколько повышенной мощности. Такой двигатель длиной 9 м должен иметь тягу 34 Т и удельный импульс 825 сек с длительностью работы до 50 минут<sup>4)</sup>. Испытание реактора NRX-A6, проведенное по этой программе 15 декабря 1967 г., велось на мощности 1100 Мвт в течение 60 мин.<sup>5)</sup> В июне 1969 г. были проведены первые горячие испытания экспериментального двигателя «Нерва ХЕ-1» на тяге 22,7 Т, что соответствует тепловой мощности реактора 1100 Мвт<sup>6)</sup>. Кстати сказать, во время испытания реактора «Феб-2» он должен быть окружен защитным экраном толщиной около 1,8 м, а также другим экраном, в котором между стенками высотой 4,6 м из алюминиевого сплава течет смесь борной кислоты и буры, хорошо поглощающая нейтронное и гамма-излучение<sup>7)</sup>. Несмотря на эту внушительную биологическую защиту, управление реактором будет производиться дистанционно, с пункта управления, отнесенного на расстояние примерно 3,2 км<sup>8)</sup>. Разработаны и многочисленные устройства, облегчающие подготовку ядерного двигателя к испытаниям, уход за ним, и т. п. Это — одна из весьма серьезных задач, связанных с созданием ядерных ракетных двигателей. Когда в 1966 г.

<sup>1)</sup> Interavia Air Letter, 7. II. 1966, № 5934, стр. 6. Вторая серия испытаний началась 8. VI. 1966 (New York Times, 9. VI. 1966).

<sup>2)</sup> Astronautics a. Aeronautics, VI, 1965, стр. 46. Сообщалось и о работе Лаборатории над более мощным двигателем «Аполлон» (Astronautics, VIII, 1965, т. 3, № 8, стр. 85).

<sup>3)</sup> Technology Week, 1966, т. 19, № 22, стр. 118. По другим данным диаметр активной зоны реактора 838 мм (Flight, 29. VI. 1967, № 3402, стр. 1079).

<sup>4)</sup> Максимальная температура газов в реактивной струе двигателя «Нерва», достигавшаяся при испытаниях в 1967 г., равна, как указывается, 2050°С (Flight, 6. IV. 1967, стр. 532).

<sup>5)</sup> Flight, 29. VI. 1967, № 3042, стр. 1076.

<sup>6)</sup> Flight, 30. III. 1967, т. 91, № 3029, стр. 492а.

<sup>7)</sup> Flight, 29. VI. 1967, № 3042, стр. 1076.

<sup>8)</sup> Aerospace Technology, 20. XI. 1967, т. 21, № 11, стр. 40.

<sup>1)</sup> Missile/Space Daily, 27. II. 1967, т. 23, № 37, стр. 225.

<sup>2)</sup> Space/Aeronautics, I, 1969.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 30. XI. 1964, стр. 173.

<sup>4)</sup> Flying Review, II, 1969, т. 24, № 5, стр. 10.

<sup>5)</sup> New Scientist, 4. I. 1968.

<sup>6)</sup> Aviation Week, 16. VI. 1969, т. 90, № 24, стр. 30.

<sup>7)</sup> Missile/Space Daily, 18. I. 1966, т. 17, № 12, стр. 90.

<sup>8)</sup> Chemical and Engineering News, 7. VIII. 1967, т. 45, № 33, стр. 32.



испытывались реакторы «Киви» и NRX, то радиационные защитные экраны не устанавливались, вследствие чего испытатели могли подходить к стенду только через пять суток после испытаний, когда радиоактивность снижалась до безопасного уровня.

При разработке реактора типа «Феб-2» для ядерного ракетного двигателя «Нерва» ставится задача не только увеличения мощности и соответственно тяги двигателя, но также повышения удельного импульса (850—1000 сек) путем увеличения рабочей температуры до 3000° К, увеличения общей длительности работы (1 час и более<sup>1)</sup>), увеличения удельной мощности, т. е. мощности на единицу веса и объема. Последняя задача — важнейшая для космического ядерного реактора; об этом уже упоминалось на стр. 104.

В самом деле, ведь мощность 5000 Мвт — рекордная даже для гигантских гидроэлектростанций, атомных установок такой мощности еще нет, а реакторы существующих атомных электростанций гораздо меньшей мощности размещаются в грандиозных корпусах. Даже первенец атомной энергетики — реактор первой в мире атомной электростанции, пущенной в эксплуатацию 27 июня 1954 г. в г. Обнинске под Москвой, размещен в специальном трехэтажном здании, а ведь его мощность всего 5 Мвт, в тысячу раз меньше! А активная зона реактора «Феб-2» мощностью 5000 Мвт для двигателя «Нерва» имеет диаметр 40 см<sup>2)</sup>, высоту 60 см и объем 75 дм<sup>3</sup>! <sup>3)</sup> Весь реактор имеет высоту 2,1 м и диаметр около 2 м<sup>4)</sup>.

Хотя реактор типа «Феб» в принципе аналогичен по устройству графитовым ядерным реакторам атомных электростанций, подлодок и т. п., требование максимального уменьшения веса и размеров при одновременном резком повышении мощности, а также особенности применения реактора в ядерном ракетном двигателе радикально меняют конструкцию реактора. Эти различия связаны с конструкцией активной зоны, системой подачи рабочего вещества —

охладителя реактора, конструкцией отражателя нейтронов, системой регулирования мощности и др. В частности, например, регулирование мощности реактора, которое необходимо в очень широком диапазоне, осуществляется с помощью регулирующих стержней из вещества, хорошо поглощающего нейтроны, например, сплава с большим содержанием бора, как это делается и в обычных реакторах, но вместо обычного погружения стержней в реактор для замедления цепной реакции и соответствующего уменьшения мощности, в реакторе «Феб» вращающиеся бериллиевые стержни поворачиваются так, что часть их поверхности с нанесенным нейтронопоглощающим веществом (бороалюминиевый сплав) обращается внутрь активной зоны<sup>1)</sup>. Таких стержней предусмотрено 12, их поворот осуществляется с помощью пневматического привода, управляемого электросигналами автоматической системы управления и регулирования; эта же система обеспечивает возможность остановки и повторного запуска реактора, которые, кстати сказать, должны выполняться гораздо быстрее, чем в обычных стационарных реакторах: если обычные реакторы включаются в течение нескольких дней, а то и недель, то ракетный — в считанные секунды<sup>2)</sup>.

Величина мощности реактора и, следовательно, тяги двигателя изменяется как путем поворота регулирующих стержней, так и изменением числа оборотов турбонасосного агрегата, подающего рабочее вещество — жидкий водород, и соответственно его секундного расхода. В свою очередь это число оборотов изменяется путем регулирования количества газообразного водорода, отбираемого из реактивного сопла двигателя (к этим раскаленным газам затем подмешивается и более холодный водород для снижения температуры до допустимой) и подаваемого на лопатки турбины, приводящей в действие водородный насос<sup>3)</sup>. Как видите, система регулирования двигателя весьма сложна, и, конечно, должна быть безусловно надежной, как и другие системы и элементы двигателя. Не удивительно, что создание ядерного ракетного двигателя оказывается такой сложной задачей.

<sup>1)</sup> Экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика», 15. VI. 1966, № 23, реф. 215.

<sup>2)</sup> Flight, 6. IV, 1967, стр. 531; Chemical and Engineering News, 7. VIII. 1967, т. 45, № 33, стр. 32.

<sup>3)</sup> J. of the British Interplanetary Society, IV, 1964, т. 19, стр. 305.

<sup>1)</sup> Исследования, которые ведутся в США в этом направлении, включают в себя, в частности, и разработку вольфрамового реактора вместо графитового (Flight, 29. VI. 1967, стр. 1076).

<sup>2)</sup> По другим данным (Flight, 29. VI. 1967, № 3042, стр. 1076) — 84 см.

<sup>3)</sup> Реферативный журнал «Ракетостроение», I, 1968, реф. 1.41.118.

<sup>4)</sup> Chemical and Engineering News, 7. VIII. 1967, т. 45, № 33, стр. 32.

Реактор «Феб» работает на так называемых тепловых нейтронах, т. е. обладающих существенно пониженной скоростью движения в результате их торможения в замедлителе, вес которого составляет значительную часть общего веса реактора, вследствие чего мысль конструктора естественно обращается к так называемым реакторам на быстрых нейтронах<sup>1)</sup>, в которых отсутствует замедлитель. Однако такие реакторы обладают своими недостатками, важнейшим из которых является то, что в тепловыделяющих элементах их активной зоны должно содержаться гораздо больше ядерного горючего. Если в «тепловых» реакторах объемная концентрация ядерного горючего не превышает 15—20%, то в «быстрых» она достигает 50%. Но это неизбежно приводит к уменьшению максимально допустимой рабочей температуры активной зоны, ибо температура плавления ядерного горючего гораздо ниже, чем вещества, в котором оно диспергируется. Так, например, конструкционный материал тепловыделяющих элементов, состоящий наполовину из ядерного горючего — карбида урана и наполовину из карбида гафния, имеет температуру плавления 3450° К, тогда как сам карбид гафния — 4160° К. Разница существенная. Главным образом поэтому в США остановились на «тепловом» реакторе для двигателя «Нерва», хотя исследования по «быстрым» реакторам не прекращаются.

Что же обещают космонавтике ядерные ракеты?

Такие ракеты могут быть использованы для самых разных космических полетов — на Луну, межпланетных полетов человека и др. В одних случаях они позволяют существенно увеличить полезный груз по сравнению с химическими ракетами, в других — совершить полеты, вообще недоступные для этих ракет, в третьих — резко сократить продолжительность полета.

Иногда называют и другие потенциальные возможности ядерных космических ракет, которые, может быть, кажутся на первый взгляд взгостепенными, но в некоторых ситуациях могут оказаться весьма ценными. Одна такая возможность, например, связана с весьма широким возможным выбором рабочего вещества для ядерных ракетных двигателей. Как мы знаем, лучше всего для этого подходит водород, но ведь в принципе-то может быть исполь-

зовано практически почти любое вещество. Хорошо, если оно будет обладать малым молекулярным весом, но на худой конец и это не обязательно, просто несколько ухудшится эффективность двигателя, как это можно видеть, например, хотя бы по рис. 24. И это обстоятельство имеет вовсе не академический интерес. Конечно, на Земле, готовясь к старту космического полета, можно взять на борт корабля самое лучшее рабочее вещество. Иное дело — на планете, куда прибудет корабль с опустошенными после изнурительного полета топливными баками. Иметь возможность пополнить баки веществом, найденным на планете, это значит многократно упростить задачи космонавтики, сделать доступными многие, иначе недостижимые цели. Такая возможность в принципе существует и для химических ракетных двигателей, ученые серьезно считают с ней, рассматривая здесь все возможные варианты. Но разве не ясно, что в случае ядерных ракет дело будет обстоять неизмеримо лучше? Уж для этих-то ракет рабочее вещество можно будет найти, вероятно, на любой планете в ее атмосфере, гидросфере или литосфере<sup>1)</sup>.

Другая подобная потенциальная возможность ядерных ракет совсем не связана, собственно, с самими ракетами. Представьте себе обычную химическую ракету, в баках которой не осталось уже ни капли топлива. Конечно, можно попытаться использовать эти громадные конструкции из металла в качестве строительного материала в космосе или на планете, создать из них убежища для космонавтов, и т. п. Однако их энергетическая ценность практически равна нулю, если не учитывать возможности сжигания металла в камере сгорания двигателя по идее Ф. А. Цандера. Иное дело — ядерная ракета. Ядерное горючее может быть использовано и после того, как истек положенный срок работы ракетного двигателя, ядерный реактор будет продолжать еще очень длительное время генерировать энергию, нужда в которой в любой межпланетной экспедиции всегда велика. Правда, эта мощность будет пониженной, но все равно очень полезной. Даже после очень длительного времени работы реактор все же будет излучать тепло, которое сможет быть использовано, например, для обогрева построенных на Луне или планете убежищ для космонавтов и для других целей.

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», III, 1965, реф. 3,34.123.

<sup>1)</sup> Science News, 21. X. 1967, стр. 395 и др.



Ученые США, работающие по программе «Розер», предполагают, в частности, создать на базе ядерного ракетного двигателя «Нерва-2» своеобразную стандартную ядерную ракетную ступень, с помощью которой можно было бы строить самые различные ракетно-космические системы (рис. 30). При установке стандартной ядерной

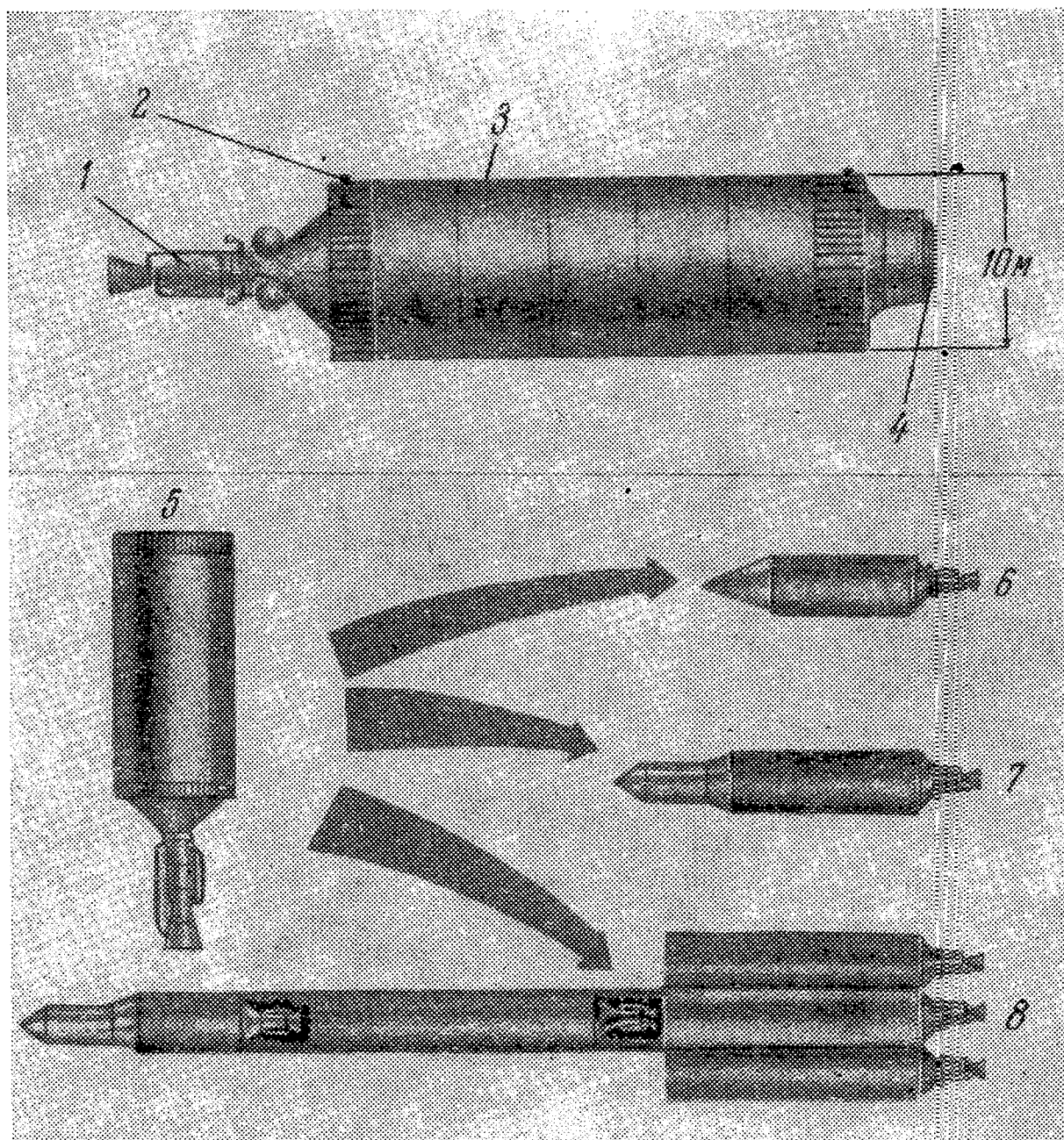


Рис. 30. Ядерные космические ракеты на основе двигателя «Нерва». Сверху — стандартная ядерная ракетная ступень, снизу — различные варианты ядерных ракетно-космических систем на базе стандартной ступени.

1 — ядерный ракетный двигатель «Нерва-2», 2 — устройство для создания ракетной связки, 3 — бак рабочего вещества (водорода) изменяемой емкости, от 45 до 160 т, 4 — устройство для стыковки, 5 — исходная стандартная ступень, 6 — ракета для непосредственной высадки на Луну и беспилотных космических зондов, 7 — ракета для пилотируемого облета Марса, 8 — ракета для высадки космонавтов на Марсе (Flight, 30. III 1967, стр. 493).

ступени вместо обычной третьей ступени космической ракеты-носителя «Сатурн-5» в случае полета космонавтов с высадкой на Луне полезный груз может быть увеличен на 65—

100%, к Марсу может быть выведен полезный груз 26 т<sup>1)</sup>. Для пилотируемого полета на Марс, практически неосуществимого с помощью современных и реально мыслимых химических ракет, предполагается использовать пять стандартных ядерных ступеней: связку из трех таких ступеней — в качестве первой ступени трехступенчатой ракеты-носителя, и по одной такой же ступени — для второй и третьей ступеней<sup>2)</sup>. Сборка подобной ядерной ракеты должна производиться на околоземной орбите. Такой полет считается возможным в 1985—1990 гг.<sup>3)</sup>.

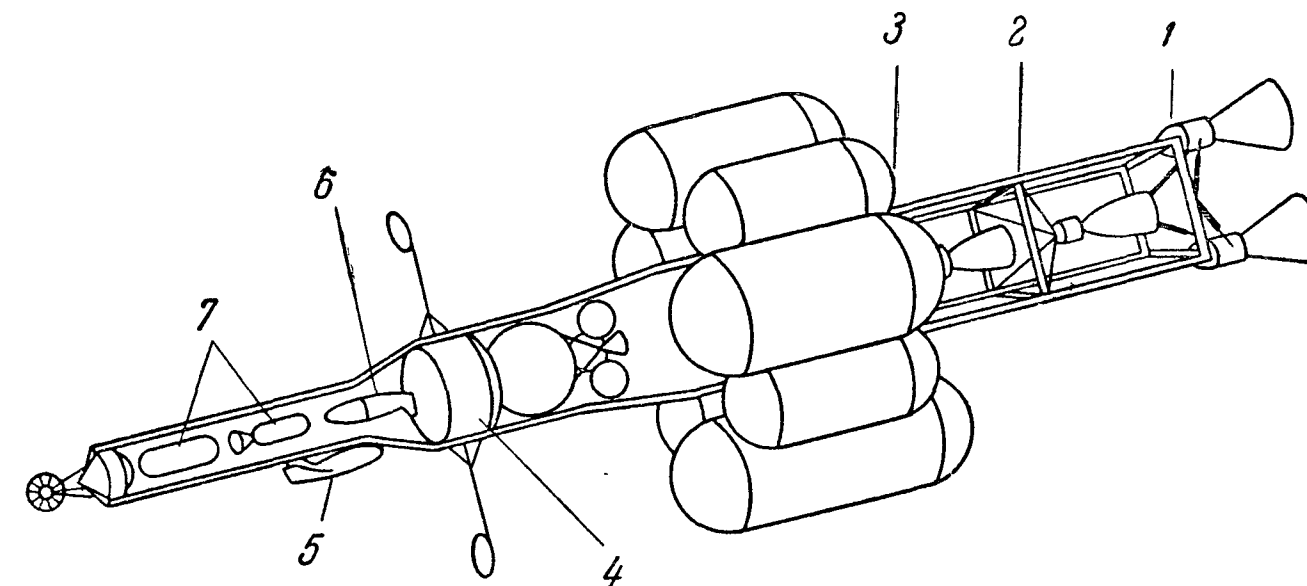


Рис. 31. Межпланетная ракета для пилотируемого полета на Марс

1 — первая ступень, предназначенная для взлета с Земли, 2 — вторая ступень, служащая для торможения при подлете к Марсу, 3 — третья ступень для взлета с Марса, 4 — космический корабль с экипажем, 5 — аппарат для посадки на Марс, 6 — аппарат для обратного входа в атмосферу Земли и посадки, 7 — силовая установка для работы в полете (маневрирование) (Space/Aeronautics, IV, 1965, стр. 39).

Другой проект межпланетной космической ракеты для пилотируемого полета на Марс изображен на рис. 31. Эта ракета также трехступенчатая, но, в отличие от первой, она не нуждается в повторном запуске какого-либо из установленных на ней ядерных ракетных двигателей; после того, как двигатели отработывают, они сбрасываются с ракеты.

Чтобы закончить наш рассказ о ядерных космических ракетах, нужно упомянуть еще об одной из разновидностей. Выше, на стр. 99, уже упоминалось о том, что в принципе возможно создание ядерного ракетного двигателя, основан-

<sup>1)</sup> Flight, 22. V. 1969, т. 95, № 3141, стр. 844.

<sup>2)</sup> Реферативный журнал «Ракетостроение», XI, 1967, реф. 11.41.75; Flight, 29. VI. 1967, стр. 1076.

<sup>3)</sup> Astronautics and Aeronautics, VI, 1965, стр. 48.

ного и на использовании неуправляемой ядерной реакции радиоактивного распада. В последние годы в зарубежной печати не раз публиковались сообщения о разработке в США различных типов таких радиоизотопных ракетных двигателей космического назначения<sup>1)</sup>. С некоторыми из них американские специалисты в области космонавтики связывают определенные надежды.

Наиболее просто, по крайней мере принципиально, создание радиоизотопной «псевдоракеты», но о ней уже шла речь выше и более подробно будет рассказано в гл. 9; здесь мы на этой возможности останавливаться не будем. Более реален и перспективен «тепловой» радиоизотопный двигатель с использованием какого-либо рабочего вещества. В таком двигателе ядерная энергия, выделяющаяся при радиоактивном распаде, преобразуется в тепло, подводимое к рабочему веществу; нагретое до высокой температуры, это вещество вытекает из двигателя наружу с большой скоростью, создавая реактивную тягу. По существу повторяется рабочий процесс ядерного двигателя с твердофазным реактором, о котором говорилось выше. В принципе возможно, конечно, использование и схем с «кипящим слоем» и жидкофазным реактором<sup>2)</sup>.

Как сообщается в печати, в США изучаются три типа радиоизотопных ракетных двигателей, отличающихся характером радиоактивного распада ядерного «горючего» и, таким образом, источником тепла, сообщаемого рабочему веществу<sup>2)</sup>. В одном случае радиоизотоп испускает альфа-лучи, т. е. ядра атомов гелия, в другом случае бета-лучи, т. е. быстро летящие электроны, в третьем — проникающее электромагнитное излучение, получившее название гамма-лучей. Во всех трех случаях энергия излучения преобразуется в конце концов в тепло, сообщаемое рабочему веществу. Однако альфа- и бета-лучи поглощаются очень быстро, так что обычно слой твердого вещества толщиной в доли сантиметра, окружающий радиоизотоп, уже не пропускает эти лучи наружу. Поэтому преобразование энергии альфа- или бета-лучей (т. е. кинетической энергии вылетающих из радиоизотопа ядер атомов гелия или электронов) в тепло происходит в самом радиоизотопе, а также в тонкой оболочке капсулы, в которой размещен радиоизотоп. Обо-

лочка разогревается до очень высокой температуры, так что рабочее вещество, обтекающее капсулу, получает уже тепло от нее конвекцией. Иначе обстоит дело в случае гамма-излучающего радиоизотопа; гамма-лучи обладают настолько высокой проникающей способностью, что в самом изотопе они практически не поглощаются, и капсула должна быть снабжена очень мощным слоем поглощающего вещества, затрудняющего теплопередачу рабочему веществу и соответственно усложняющего конструкцию двигателя.

Уже сам принцип радиоизотопного двигателя отчетливо свидетельствует о том, что его удельный импульс не может быть выше, чем в двигателе с твердофазным реактором. Однако не это является его главным недостатком. Помимо того, что постоянство скорости процесса радиоактивного распада сильно ограничивает возможности регулирования мощности радиоизотопного ракетного двигателя, ограниченной оказывается величина этой мощности. Для того чтобы тяга двигателя была достаточно большой, например, как в двигателе «Нерва», тепловая мощность радиоизотопного источника должна быть порядка мегаватт, но нужными для этого количествами подходящих радиоизотопов техника в настоящее время не располагает, да и стоимость таких изотопов оказывается обычно чрезмерно высокой. Столь же недопустимо высоким получается и вес двигателя.

Поэтому исследуемые в США типы радиоизотопных двигателей рассчитаны на относительно небольшую тягу и, очевидно, не могут в этом отношении конкурировать ни с современными мощными химическими ракетными двигателями, ни с ядерными двигателями типа «Нерва».

Тяга разрабатываемых в США двигателей в лучшем случае не превышает нескольких килограммов, обычно даже значительно меньше. Однако и такие двигатели могут оказаться очень полезными космонавтике, как об этом подробнее будет сказано ниже.

Наиболее известным из разрабатываемых в США радиоизотопных ракетных двигателей является двигатель «Пудл» с использованием альфа-излучающего радиоизотопа полония-210 (другие возможные изотопы такого рода: кюрий-242 и 244, плутоний-238 и др.) и жидкого водорода в качестве рабочего вещества (рис. 32). Двигатель должен иметь в летном варианте небольшие размеры: длину 330 мм, ширину 100 мм, вес 13,5 кг, но мала и его

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics, XI, 1964, стр. 77.

<sup>2)</sup> J. of Spacecraft and Rockets, IV, 1966, т. 3, № 4, стр. 570.

тяга —  $112,5 \text{ Г}^1$ ). Удельный импульс должен составить  $700\text{—}800 \text{ сек}$ , тепловая мощность  $5 \text{ кВт}^2$ ). Жидкий водород, поступающий в двигатель без какого-либо насоса, будет обтекать по спиральным каналам три капсулы с радиоактивным изотопом, испаряться и нагреваться до температуры  $1500\text{—}2000^\circ\text{C}$ , а затем вытекать наружу через реактивное сопло обычного типа. Работы по двигателю «Пудл» ведутся с 1961 г. комиссией по атомной энергии и фирмой Спейс

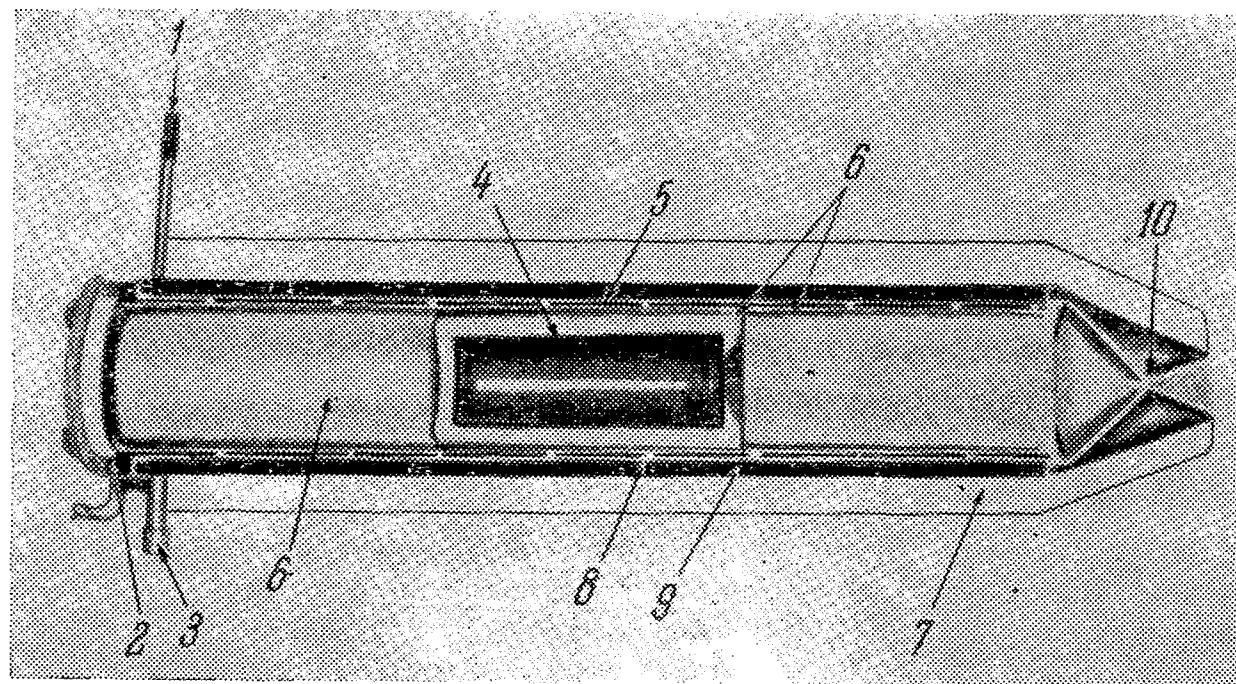


Рис. 32. Схема устройства радиоизотопного ядерного ракетного двигателя «Пудл» (США).

1 — вход воды, служащий для охлаждения двигателя при стоянке ракеты на Земле, 2 — вход рабочего вещества (жидкий водород), 3 — клапан, поддерживающий постоянное давление охлаждающей воды, 4 — радиоизотопное ядерное горючее, 5 — каналы для течения водорода, 6 — капсулы с радиоизотопом, 7 — тепловая «суперизоляция», 8 — спиральные стенки каналов для водорода, 9 — проход для охлаждающей воды, 10 — реактивное сопло (Raumfahrtforschung, Н. 4, 1964, стр. 187).

Текнолоджи. По одному из проектов двигателя «Пудл» могут быть установлены на верхней ступени космической ракеты-носителя; диаметр этой ступени  $3 \text{ м}$ , а ее общий вес —  $3300 \text{ кГ}$  (вместе с полезным грузом), из которых примерно  $1640 \text{ кГ}$  приходится на долю запаса жидкого водорода. Силовую установку этой ступени составит связка из четырех двигателей «Пудл», так что их общая тяга

<sup>1</sup>) Missiles and Rockets, 5. V. 1965, т. 16, № 14, стр. 9.

<sup>2</sup>) Product Engineering, 3. VIII. 1964, стр. 60. По более поздним данным, при испытаниях двигателя, длительность которых составила 85 часов, тепловая мощность равнялась  $500 \text{ вт}$  (Реферативный журнал «Исследование космического пространства», XI, 1967, реф. 11.62.314).

достигнет примерно  $0,5 \text{ кГ}^1$ ). Такая тяга кажется ничтожной по сравнению с современными значениями для мощных химических ракет, но ведь двигатели «Пудл» и не предназначены для взлета с Земли. Их функция — работа в космосе, а там такие тяги и даже еще гораздо меньше, как мы узнаем ниже, очень полезны и могут совершить большую работу. В частности, та же ядерная ракета с двигателями «Пудл» в состоянии осуществить перевод искусственного спутника Земли, выведенного в космос мощной химической ракетой, с низкорасположенной орбиты на более высокую. Правда, такой перевод должен длиться не минуты и часы, как в случае обычных космических пусков с химическими носителями, а дни, на стационарную же суточную орбиту — даже целый месяц. Но разве это всегда помеха? О таких «медленных» полетах мы тоже подробнее расскажем ниже, в связи с ракетными двигателями совсем иного типа. В особенности выгодно это замедление в случае, когда оно сопровождается увеличением полезного груза. Например, та же ядерная ракета с двигателями «Пудл» способна вывести на синхронную орбиту полезный груз около  $1050 \text{ кг}$ , тогда как обычная химическая ракета — менее  $700 \text{ кг}$ . Так сказывается преимущество в величине удельного импульса. Сказывается оно и на длительности полета: облет Юпитера, например, с помощью ядерной ракеты с двигателем «Пудл» может быть совершен за  $9\text{—}12$  месяцев, тогда как химической ракетой только за  $2\text{—}3$  года.

В двигателе «Пудл» предусмотрены два варианта температурного регулирования — активное и пассивное. В первом случае тепло, генерируемое радиоизотопным источником, отводится наружу (когда нет расхода рабочего вещества, т. е. двигатель не работает) с помощью специальных раскрывающихся жалюзи, экранирующих теплоизлучающие (радиационные) поверхности на оболочке двигателя. Во втором случае никаких подвижных частей нет и отвод тепла наружу осуществляется в результате простого повышения температуры оболочки; легко видеть, что такой метод несколько снижает тепловую эффективность двигателя. До летных испытаний двигателя предстоит решить еще много инженерных проблем. Первые наземные испытания проведены в феврале 1965 г. и длились трое

<sup>1</sup>) Space/Aeronautics, XI, 1964, стр. 81.



суток; они велись на водороде; двигатель развивал тягу 110 Г; температура в активной зоне составляла примерно 1500°С, удельный импульс равнялся 650—700 сек<sup>1)</sup>.

Для двигателя «Пудл» отношение веса двигателя к развиваемой им тяге равно 120 (13,5:0,1125); для радиоизотопных двигателей с альфа-излучателем можно считать характерным значение этого отношения 100—120. Сравните его с таким же значением для химических ракетных двигателей — там оно оказывается меньшим единицы и доходит до 0,07! Разница огромная, и все же, как видно хотя бы на примере упомянутой выше ядерной ступени, радиоизотопные двигатели оказываются выгодными. Вот что значит — удельный импульс!

Для радиоизотопных двигателей с бета- и, особенно, гамма-излучающими источниками удельный вес получается еще бóльшим. Для последних он может составить, как указывается, 500—1000<sup>2)</sup>. Так сказывается вес необходимой поглощающей экранировки таких двигателей (см. схему на рис. 33). Этот и другие недостатки делают подобные двигатели менее перспективными.

В США разрабатываются и радиоизотопные ракетные двигатели с альфа-излучателем, рассчитанные на гораздо меньшую тягу, чем у «Пудл», например, порядка 5 мГ и даже еще гораздо меньше<sup>3)</sup>. Такие, как говорят, микро-ракетные радиоизотопные двигатели разрабатываются, в частности, фирмой Филко для использования в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов. Эти двигатели рассчитаны на весьма длительную работу в космосе, порядка года и более, и потому используют сравнительно долгоживущие альфа-излучатели, например, плутоний-238, период полураспада которого равен примерно 86 годам. Рабочим веществом для них служит также водород, причем двигатели могут работать как в непрерывном режиме, так и в пульсирующем, что требует установки специального клапана, перекрывающего течение водорода через реактивное сопло. Интересным методом возможного хранения водорода в двигателе в течение ряда лет без его потерь в космос является изучаемое той же фирмой включение водорода в кристаллическую решетку гидридов металла, например, титана, циркония или

лития. При нагреве гидридов они отдают запасенный водород. Такие двигатели являются пока экспериментальными. Это относится и к разрабатываемым в США микро-радиоизотопным двигателям того же назначения, в которых тепло радиоактивного распада альфа-излучателя

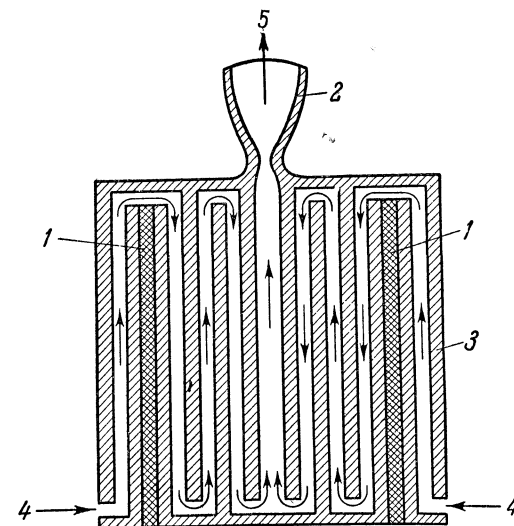


Рис. 33. Схема радиоизотопного ядерного ракетного двигателя с гамма-излучателем.

1 — гамма-излучающий радиоактивный изотоп, 2 — реактивное сопло, 3 — мощная конструкция, поглощающая гамма-лучи (например, из вольфрама), 4 — подача рабочего вещества, 5 — реактивная струя (Space/Aeronautics, XI, 1964, стр. 81).

служит для нагрева катализатора, вызывающего диссоциацию долгохраняемого однокомпонентного химического ракетного топлива<sup>1)</sup>. Так, например, при нагреве катализатора, вызывающего диссоциацию гидразина ( $N_2H_4$ ) на азот, водород и аммиак, скорость процесса диссоциации резко возрастает, что и используется в радиоизотопном двигателе «Нимпхе», разрабатываемом в США; для обеспечения импульсной (прерывистой) работы двигателя служит быстродействующий клапан, перекрывающий доступ рабочего вещества (гидразина) в реактивное сопло.

<sup>1)</sup> Missiles/Space Daily, 2. III. 1965, т. 12, № 12, стр. 9.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 5. IV. 1965, т. 16, № 14, стр. 9.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 12. VII. 1965, стр. 35.

<sup>1)</sup> Weltraumfahrt, 1964, Н. 3, стр. 79.

Микроракетные радиоизотопные двигатели для систем ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов разрабатываются в США рядом фирм, что свидетельствует о перспективности этих двигателей. Некоторые из них уже доведены до высокой надежности. Так, двигатель фирмы Джeneral Электрик, работающий на прометии-147 в качестве ядерного горючего и аммиака в

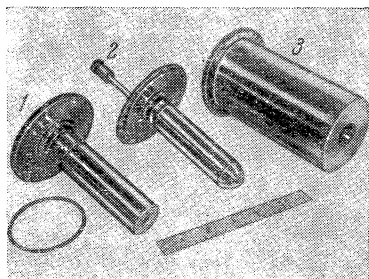


Рис. 34. Радиоизотопный ракетный двигатель «радиоизоджет» фирмы Джeneral Электрик (США). Масштабная линейка — в дюймах.

1 — реактивное сопло, 2 — радиоизотопный источник тепла для подогрева рабочего вещества, 3 — тепловой экран. (Technology Week, V, 1967, Т. 20, № 19, стр. 34).

качестве рабочего вещества и предназначенный для системы стабилизации орбитальной обитаемой лаборатории, успешно испытывался после 10 000 часов непрерывной работы<sup>1)</sup>. Тяга двигателя (его называют «радиоизоджет», рис. 34) меняется в диапазоне от 2,5 до 20 Г (тепловая мощность 60 вт); он может работать как в непрерывном, так и пульсирующем режиме. Радиоизотопный двигатель тягой 112 Г создан фирмой Томпсон Рамо Вулдридж<sup>2)</sup> и работает на полонии-210; поскольку примерно 40% тепла,

генерируемого радиоактивным источником, излучается в космическое пространство, то фирма имеет в виду в дальнейшем использовать это тепло в электрогенерирующей установке мощностью 70 вт (а при неработающем ракетном двигателе — до 250 вт). Такое сочетание, представляющее собой одно из важных преимуществ радиоизотопных двигателей, вообще является вполне оправданным и перспективным, о нем подробнее будет сказано в гл. 7.

Как ни интересны возможности радиоизотопных ракетных космических двигателей малой тяги, основной интерес вызывают, конечно, ядерные ракетные двигатели реак-

торного типа. Несомненно, что использование мощных ядерных космических ракет-носителей или хотя бы отдельных ступеней таких ракет с ядерными двигателями открыло бы большие возможности перед космонавтикой. Можно предполагать, что в ближайшие одно-два десятилетия такие ракеты будут созданы и поставлены на службу космонавтике наряду с химическими и даже, может быть, будут играть в ней ведущую роль<sup>1)</sup>.

Но все же той проблемы преодоления барьера удельного импульса, о которой говорилось выше, ядерной ракете радикально не решить. Ведь величина удельного импульса в 800 или даже 1000 сек, реально достижимая с помощью твердофазных ядерных ракетных двигателей, это еще не решение. Создание же более совершенных ядерных ракет, например, с газозфазным реактором, дело пока весьма проблематичное, хотя по некоторым прогнозам американских ученых к 2000 г. такие ракеты будут основой космонавтики<sup>2)</sup>. Однако и эти ракеты, даже в лучшем случае, всех нужд космонавтики тоже не решат. Ей нужны какие-то иные, новые методы существенного повышения удельного импульса.

В начале настоящей главы упоминалось о двух принципиальных возможностях решения этой задачи, одной из которых и посвящена глава. О другой возможности пойдет речь в следующих главах книги.

<sup>1)</sup> Вестник Академии наук СССР, X, 1962.

<sup>2)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», I, 1968, реф. 1.62.442.

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, VI, 1968, т. 5, № 6, стр. 672.

<sup>2)</sup> Chemical and Engineering News, 31.V. 1965, т. 43, № 22, стр. 35.



## ВМЕСТО ТЕРМОХИМИЧЕСКИХ — ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЕ

Вторая возможность радикального увеличения удельного импульса ракетных двигателей, упоминание о которой завершило предыдущую главу, также непосредственно связана с принципом разделения источника энергии и рабочего вещества, используемым и в ядерных ракетных двигателях. В этих последних двигателях, как мы видели, не удастся добиться желаемого повышения температуры рабочего вещества. Может быть, это возможно в двигателях иных схем?

Прежде всего, конечно, в этой связи приходит мысль о том, что было бы весьма желательно избавиться от необходимости в каком-либо сильно нагретом теле для передачи от него тепла рабочему веществу. Ведь именно это обстоятельство не позволяет, как указывалось выше, достичь высоких значений температуры рабочего вещества. Но как можно иначе осуществить нагрев этого вещества до высокой температуры?

Мы начинаем вспоминать, какие методы высокого нагрева вообще применяются в технике, какие формы такого нагрева встречаются в природе. И, конечно, наше внимание останавливается на электричестве.

Электричество, электрическая энергия играют огромную роль во всей нашей жизни. Мы живем в океане электричества, электричество всюду вокруг нас и в нас самих. Нельзя себе представить мир современной техники без электричества. Авторы научно-популярных книг иной раз пытаются нарисовать мертвый мир с застывшими заводами и шахтами, остановившимися поездами метро и автомобилями, замолкшими радиостанциями и погасшими огнями. Можно попытаться представить себе и другую картину — город, все здания которого мгновенно исчезли,

их стены как бы растаяли в воздухе. Изумленному взору открылся бы фантастический город, построенный из ... электрических проводов. Каждое здание, каждое помещение в нем рисовалось бы прозрачными контурами, сложенными из электрошнура и других электропроводов. Точно чудом обнаженная кровеносная система огромного города...

Хорошо известно тепловое действие электрического тока. Электричество греет пищу в кухонной плите, плавит металл в печи, сваривает его или режет, раскаляет добела нить в электрической лампочке, поджигает топливную смесь в автомобильном двигателе, выполняет тысячи других функций, основанных на тепловом действии тока. Люди познакомились с давних пор и с природными явлениями, вызываемыми тепловым воздействием электричества; может быть, именно молния, всплывшая дерево, была прометеевым даром огня человечеству.

С помощью электричества удастся получать весьма высокие температуры нагрева. Не поможет ли эта чудодейственная сила выйти и из заколдованного круга проблем ракетной техники, не удастся ли с ее помощью, наконец, взять «барьер удельного импульса»?

Такая мысль стала волновать ученых и специалистов в области ракетной техники уже давно. В частности, в нашей стране еще в 1928 г., на самой заре развития реактивной техники, было сделано изобретательское предложение электрического ракетного двигателя, основанного на тепловом действии тока. По этому предложению через тонкие металлические проволоочки или струйки электропроводящей жидкости, находящиеся в камере сгорания, должны пропускаться с заданной частотой кратковременные мощные импульсы электрического тока. Начиная с мая 1929 г. в специально созданной группе электрических и жидкостных ракетных двигателей Газодинамической лаборатории в Ленинграде велись теоретические и экспериментальные исследования таких электротепловых двигателей, использующих явление «электрического взрыва» (кстати сказать, само это явление открыто еще в 1774 г.); в 1933 г. опыты продолжались уже с камерой,

<sup>1)</sup> «Авиация и космонавтика», XI, 1965, № 11.

снабженной соплом<sup>1)</sup> (рис. 35). В результате разрядов тока происходил взрыв проводников с разогреванием образующихся газов до весьма высокой температуры порядка 1 млн. градусов<sup>1)</sup>, вследствие чего раскаленные продукты взрыва вытекали через сопло с огромной скоростью. Так была показана возможность значительного увеличения удельного импульса в подобных двигателях.

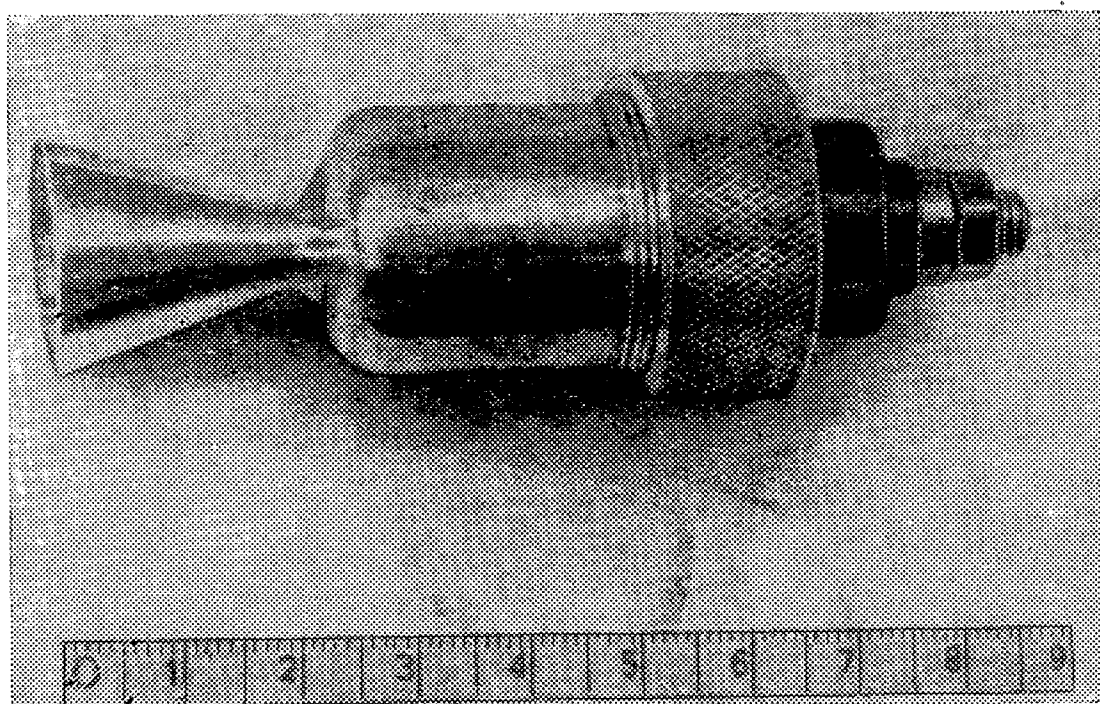


Рис. 35. Первый в мире отечественный экспериментальный электротермический ракетный двигатель, основанный на «электрическом взрыве» проводников и разработанный в Газодинамической лаборатории (1929—1933). (Вестн. АН СССР 10, 1965; «Авиация и космонавтика», № 6, 1965).

Интересно, между прочим, что если при кумулятивном взрыве обычных взрывчатых веществ, применяющемся в технике, были получены скорости истечения до 100 км/сек, то кумуляция при электрическом взрыве проволок могла бы привести к образованию поистине звездных давлений и температур с соответственно колоссальными скоростями истечения<sup>2)</sup>.

Однако развитие ракетных двигателей пошло, как известно, по другому направлению, и это было вполне естественно, поскольку отвечало текущим нуждам ракетной техники. И если электрические методы нагрева и полу-

чили некоторое применение в ракетной технике, то лишь для различных вспомогательных нужд, например, в электрозапальных устройствах, служащих для воспламенения топлива при запуске двигателя.

Интерес к электротермическим, как и к другим электрическим ракетным двигателям, снова усилился лишь в последнее время, когда стали очевидны принципиальные ограничения термохимических двигателей в отношении возможности увеличения удельного импульса, столь важного для будущего ракетной техники и астронавтики. Теперь уже нет недостатка как в теоретических, так и экспериментальных исследованиях в области электротермических ракетных двигателей.

Правда, нужно отметить, что в проведении этих исследований оказалась заинтересованной не одна лишь ракетная техника. Она получила в этом отношении несколько неожиданного, но мощного союзника в лице... аэродинамики.

Аэродинамика — наука о движении тел в воздушной среде — является теоретической основой авиации. Без успехов аэродинамики невозможно было бы стремительное развитие авиации, столь характерное для нашего времени. И с такой же уверенностью можно утверждать, что успехи аэродинамики были бы немыслимы без помощи аэродинамических труб — основного экспериментального оружия ученого-аэродинамика и конструктора самолета. По мере развития авиации быстро развивались и аэродинамические трубы — этого требовал непрекращающийся рост скорости полета и увеличение размеров самолета. Не удивительно, что современные аэродинамические трубы столь же мало похожи на первую примитивную трубу, созданную, кстати говоря, Циолковским, как современные самолеты — на аппараты, на которых летали Нестеров, Россинский и другие пионеры летного дела.

Особенно сложными стали аэродинамические трубы, когда в них понадобилось создавать воздушный поток огромной скорости, имитирующий сверхзвуковой полет современных самолетов. Трудности такой имитации связаны не только с огромными затратами мощности на разгон потока в трубе до сверхзвуковой скорости (мощность вентилятора, создающего воздушный поток в одной из зарубежных аэродинамических труб, достигает четверти миллиона лошадиных сил!), но и с необходимостью подогрева

<sup>1)</sup> New Scientist, 10. III. 1965, стр. 716.

<sup>2)</sup> Статья проф. Г. И. Покровского в журнале «Техника — молодежи», № 9, 1957.

воздуха с целью имитации так называемого аэродинамического, или кинетического, нагрева самолета при сверхзвуковом полете. Теоретически это явление нагрева было известно давно, но одно дело теория, другое — суровая действительность, с которой столкнулись конструкторы сверхзвуковых самолетов. С кинетическим нагревом связаны многие сложные научные и инженерные проблемы, и ясно, что первая проверка возможных методов решения этих проблем должна быть осуществлена в аэродинамической трубе.

Но нагрев воздушного потока большой скорости представляет сам по себе труднейшую задачу. В особенности она усложняется, когда нужно имитировать полет с большой сверхзвуковой скоростью. Ведь при полете со скоростью, вдвое превосходящей скорость звука, кинетический нагрев составляет примерно  $250^{\circ}\text{C}$ , а при скорости, в 10 раз большей скорости звука, более  $5000^{\circ}\text{C}$ !

Не удивительно, что в поисках средств создания высокоскоростного потока нагретого воздуха аэродинамики обратились к ... реактивным двигателям. Для этой цели стали использовать сначала турбореактивные, а затем и ракетные двигатели, помещая испытываемые модели самолетов непосредственно в реактивную струю газов, вытекающую из двигателя. Так ракетная техника пришла на помощь аэродинамике.

Но вскоре эта помощь оказалась недостаточной, и именно тогда, когда аэродинамике пришлось решать задачи развития самой же ракетной техники. Межконтинентальная или, тем более, космическая ракета, снижаясь с больших высот, врывается в плотные слои атмосферы со скоростью, в 20 и более раз превосходящей скорость звука. При этом некоторые ее части разогреваются до температуры во много тысяч градусов, так что они начинают интенсивно испаряться. Понятно, что такую температуру потока в аэродинамической трубе с помощью ракетных двигателей имитировать нельзя.

И вот тут-то аэродинамика и начала выплачивать свой долг ракетной технике, ибо в поисках методов сильного нагрева воздушного потока большой скорости она стала решать задачи, над которыми трудились и конструкторы ракетных двигателей. В частности, активному исследованию стали подвергаться и методы электрического нагрева. В настоящее время за рубежом уже действует ряд аэро-

динамических труб с электронагревом воздушного потока. Часто эти трубы по принципу действия мало отличаются от некоторых экспериментальных электротермических ракетных двигателей.

Какие же методы электрического нагрева применяются или вообще могут быть применены для этих целей?

Один такой метод мы упоминали выше, когда речь шла о первом изобретательском предложении электротермического двигателя. Этот метод использует выделение тепла, связанное с электрическим сопротивлением проводника. Как уже указывалось, взрывы твердых (проволочка) и жидких (струйка) проводников под действием проходящего через них электрического тока могут привести к их разогреву до температуры во многие тысячи градусов. Опыты такого рода проводятся за рубежом. Так, в одном из опытов в США взрыв вольфрамовой нити диаметром 0,025 мм давал удельный импульс порядка 2200 сек<sup>1)</sup>.

В других экспериментах применялись проволочки диаметром 1 мм и длиной примерно 6,5 мм из алюминия, железа, меди, золота, серебра, вольфрама и ряда других металлов. Внезапный разряд батареи конденсаторов, заряженных до напряжения 10—20 киловольт, через эти проволочки вызывал мгновенное (за время 7 миллимикросекунд) возникновение в них тока силой в несколько тысяч ампер. Это приводило к взрывному испарению материала проволочек (представьте себе короткое замыкание такой страшной силы через обычного «жучка», которым часто заменяют предохранительные пробки, рискуя этим сжечь весь дом!). Как показали измерения, при этом развивалась температура выше  $100\,000^{\circ}\text{C}$ , а величина удельного импульса превышала 1000 сек с возможностью его увеличения до 5000 сек<sup>2)</sup>. А в опытах по изучению высокотемпературных химических реакций температура при взрыве проволочки достигала в течение нескольких микросекунд даже миллиона градусов<sup>3)</sup>. Такие опыты ведутся и у нас в стране<sup>4)</sup>.

Но если «электрический взрыв» представляет собой, что ни говори, довольно экзотический метод нагрева, то

<sup>1)</sup> Aviation Week, № 23, 1959.

<sup>2)</sup> Missiles Design and Development, III, 1960.

<sup>3)</sup> New Scientist, 18. III. 1965, т. 25, № 435, стр. 716.

<sup>4)</sup> Теплофизика высоких температур (АН СССР) I—II, 1968, т. 6, № 1.

хорошо известны многие другие способы, с помощью которых электрический ток используется в науке, технике и быту для нагрева различных веществ. Пожалуй, наиболее прост и известен метод конвективного нагрева жидкостей и газов с помощью электрических элементов сопротивления; ведь именно этот так называемый омический нагрев служит в бесчисленных электронагревателях самой различной мощности и назначения, от обыкновенного кипятильника, утюга или электрической плитки до многокиловаттных промышленных водо- и воздухоподогревателей. Нагревательным элементом во всех этих устройствах служит металлическая трубка, проволока или пластина; их электрическое (омическое) сопротивление приводит к тому, что при течении тока они нагреваются — электрическая энергия переходит в тепловую. А затем это (джоулево) тепло сообщается омываемому элементу газу или жидкости.

Создать электротермический двигатель на основе этого известного физического явления просто: достаточно в камере такого двигателя разместить электрический нагревательный элемент. Правда, нагрев рабочего вещества будет ограничен допустимой температурой нагревательного элемента примерно так же, как в твердофазном ядерном реакторе, но зато двигатель будет сравнительно простым, небольшим и легким. За рубежом такие двигатели исследуются, они получили там название «резистоджет», что в переводе с английского звучит примерно как «ракетный двигатель на сопротивлении». Нагревательный элемент изготавливается из жароупорного металла, обычно из вольфрама<sup>1)</sup>, рения и их сплавов, и может нагреваться до 2650—2750°K<sup>2)</sup>. При удачной конструкции двигателя температура рабочего вещества лишь немногим меньше этой. Выгоднее всего, конечно, применять в качестве рабочего вещества водород, но используются также аммиак и другие вещества. В случае водорода удельный импульс «резистоджета» может достигать 1000—1100 сек<sup>3)</sup>, однако когда он превышает примерно 900 сек, из-за возрастания различных потерь начинает резко снижаться к. п. д. двигателя<sup>4)</sup>. В общем же этот к. п. д. получается очень

высоким, что, наряду с другими достоинствами двигателей «резистоджет», и привлекает к нему в настоящее время большое внимание.

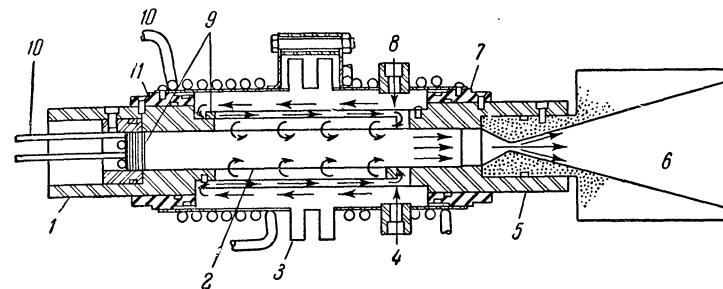


Рис. 36. Устройство электротермического двигателя типа «резистоджет».

1 — анод, 2 — пористый вольфрамовый нагревательный элемент (теплообменник), 3 — упругое соединение, 4 — подача рабочего вещества, 5 — катод, 6 — реактивное сопло, 7 — электрический изолятор, 8 — подача рабочего вещества, 9 — радиационные экраны, 10 — змеевик охлаждения, 11 — электрический изолятор (ARS Journal, 1961, т. 31, стр. 1687).

Схема одного из первых американских экспериментальных электротермических двигателей типа «резистоджет» приведена на рис. 36; в нем применен трубчатый вольфрамовый нагревательный элемент. Другой, более поздний

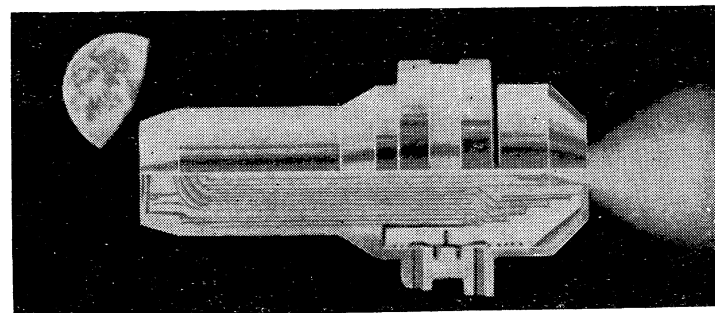


Рис. 37. Электротермический двигатель «резистоджет» фирмы Марквардт (США) (Technology Week, 26. VI. 1967).

двигатель этого же типа показан на рис. 37; в нем также использован многотрубчатый вольфрамовый теплообменник. Фирма Марквардт разработала этот двигатель для ис-

<sup>1)</sup> Astronautics and Aeronautics, VIII, 1964, стр. 26.

<sup>2)</sup> J. Spacecraft, XI, 1966, т. 3, № 11, стр. 1669.

<sup>3)</sup> Space/Aeronautics RaD., 1964, стр. 50.

<sup>4)</sup> Space/Aeronautics RaD., 1965, стр. 58.



пользования в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов, в частности обитаемой орбитальной лаборатории MORL, работы по которой ведутся в США<sup>1)</sup>). Электрическая мощность двигателя равна 3 кВт, концентрические трубки вольфрамового теплообменника имеют толщину всего 0,1 мм<sup>2)</sup>). В ходе 25-часовых испытаний двигателя был получен удельный импульс 840 сек при к. п. д. 79% и тяге двигателя 66,5 Г. Предполагается проведение 1000-часовых испытаний с увеличением удельного импульса до 900 сек. По другому предложению фирмы<sup>3)</sup> на этой же орбитальной лаборатории могут быть установлены 16—24 двигателя «резистоджет» тягой по 4,5 Г, рабочим веществом для которых должны служить отходы жизнедеятельности космонавтов (такое использование возможно и для других электроракетных двигателей, как об этом будет сказано ниже). Фирма Авко также разрабатывает двигатель «резистоджет» аналогичного назначения для системы стабилизации на орбите синхронного искусственного спутника Земли ATS<sup>4)</sup> весом около 450 кг (рис. 38). Двигатель мощностью всего примерно 7,5 вт имеет диаметр 102 мм, длину 280 мм и вес 3,2 кг<sup>5)</sup>, он работает на аммиаке; его две независимо работающие тяговые камеры (двигателя) диаметром 32 мм развивают очень малую тягу 50 мГ и 5 мГ, они управляются клапанами, электрически связанными с электронным командным блоком. Двигатель подобного типа был установлен на спутнике ATS-B, выведенном на орбиту в декабре 1966 г.; в июле 1967 г. был выведен на орбиту экспериментальный спутник LES также с двигателем типа «резистоджет»<sup>6)</sup>. Наконец, 5 ноября 1967 г. был запущен спутник ATS-3 также с двигателем «резистоджет»<sup>7)</sup>. Сообщается и о ряде других экспериментальных двигателей «резистоджет», например, мощностью 30 кВт при удельном импульсе 860 сек и к. п. д. 81%<sup>8)</sup>, мощностью 10 вт на аммиаке (его диа-

метр равен 100 мм, длина 280 мм, вес 3,2 кг, тяга порядка 0,5 Г<sup>1)</sup>) и др., как с непрерывным, так и пульсирующим режимом работы. Первый из двигателей «резистоджет» нашел применение в космосе в системе ориентации военного спутника «Вела-3», запущенного в июле 1965 г.; его мощность равна 90 вт, тяга 19 Г; 19 сентября 1965 г. с его помощью осуществлен первый маневр в космосе<sup>2)</sup>. В мае 1967 г. двигатель «резистоджет»

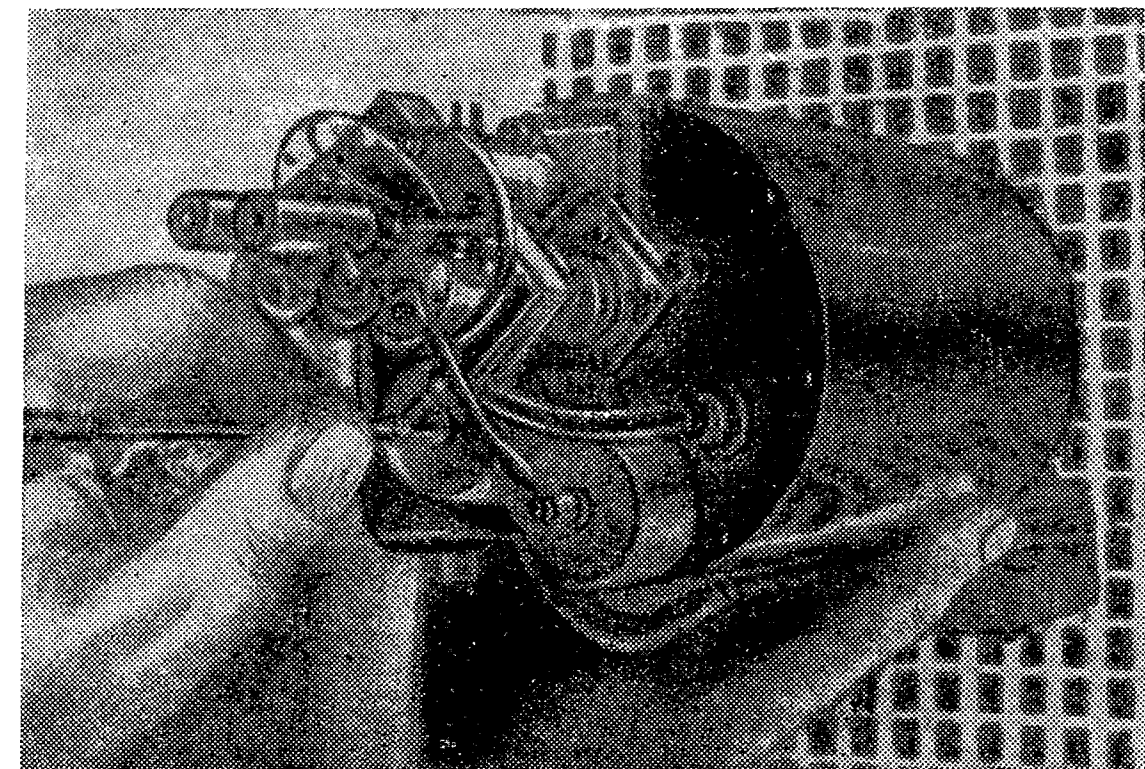


Рис. 38. Электротермический ракетный двигатель типа «резистоджет» фирмы Авко (Interavia Air Letter, 7. VII. 1967, № 6291).

с тремя соплами обеспечивал ориентацию и маневрирование усовершенствованного спутника «Вела»<sup>3)</sup>; два таких спутника были запущены 28 апреля 1967 г., на каждом из них был установлен многосопловой двигатель «резистоджет» тягой каждого сопла 8,5 Г. Двигатель весом 150 Г работал на азоте<sup>4)</sup>. Как видно, двигатели «резистоджет» уже получили определенное признание в США. В настоящее время ведутся работы по увеличению срока их службы; в 1967 г. предполагалось, в частности, провести длительные испытания одного из двигателей в

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, II, 1967, т. 4, № 2, стр. 183.

<sup>2)</sup> J. Spacecraft, XI, 1966, т. 3, № 11, стр. 1671.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 12. XII. 1966; J. Spacecraft, I, 1969, т. 6, № 1, стр. 37.

<sup>4)</sup> Technology Week, 22. VIII. 1966 и 3. VII. 1967.

<sup>5)</sup> Aviation Week, 12. XII. 1966, т. 85, № 24, стр. 93.

<sup>6)</sup> Interavia Air Letter, 7. VII. 1967, № 6291, стр. 6.

<sup>7)</sup> Aerospace Technology, 20. XI. 1967, т. 21, № 11, стр. 58.

<sup>8)</sup> J. Spacecraft, XI, 1966, т. 3, № 11, стр. 1669.

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, I, 1967.

<sup>2)</sup> AIAA Bull, I, 1966, т. 3, № 1.

<sup>3)</sup> Aerospace Technology, 20. XI. 1967, т. 21, № 11, стр. 58.

<sup>4)</sup> AIAA Bull., 1967, т. 4, № 9, стр. 128.



течение 2100 часов<sup>1)</sup>. Другой двигатель (фирмы Джeneral Электрик) пульсирующего типа тягой 0,225 Г прошел в 1966—1967 гг. испытания в течение более 10 000 часов<sup>2)</sup>.

Электрический нагрев сопротивлением может быть эффективно применен и в радиоизотопных микроракетных двигателях для увеличения температуры рабочего вещества и, таким образом, удельного импульса. В частности, в радиоизотопном двигателе системы ориентации, разрабатываемом фирмой Филко (о нем шла речь в предыдущей главе), удельный импульс равен примерно 500 сек; чтобы его увеличить, фирма создала модификацию того же двигателя, установив на выходе из него электрический нагревательный элемент сопротивления. В результате такой комбинации радиоизотопного и электротермического двигателей удельный импульс удалось повысить с 500 до 900 сек (при работе на водороде)<sup>3)</sup>.

Применение двигателей типа «резистоджет» в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов вполне логично — как и другие так называемые микроракетные двигатели, используемые для этой цели, они развивают необходимую весьма малую тягу, обеспечивая при этом достаточно высокий удельный импульс и обладая возможностью многократного включения, высокой экономичностью и требуемой надежностью в работе. В последнее время в зарубежной печати все чаще публикуются сведения о сублимационных микроракетных двигателях, т. е. работающих на твердом сублимирующем (возгоняющемся) топливе. Такое топливо при нагреве из твердого сразу переходит в газообразное состояние; к числу подобных топлив относятся, например, камфора, нафталин, сернистый аммоний и др. Некоторые из них при сублимации диссоциируют, в частности, например, сернистый аммоний  $\text{NH}_4\text{HS}$  распадается на аммиак  $\text{NH}_3$  и сероводород  $\text{H}_2\text{S}^4)$ , и т. п. Нагрев сублимирующего топлива производится в разных двигателях по-разному; электрический нагрев здесь стоит, пожалуй, на первом месте — он надежен, прост, а затрата электрической энергии на сублимацию обычно невелика, порядка

22—23 вт на 1 кг<sup>1)</sup>. Вот, например, как выглядит такой сублимационный микроракетный «резистоджет», созданный в США фирмой Локхид Миссайлз энд Спейс<sup>2)</sup> для систем ориентации искусственных спутников весом 300 и 350 кг. Двигатель весит примерно 1,15 кг и развивает тягу около 5 мГ. Керамический электрический трубчатый нагревательный элемент двигателя имеет тонкий слой покрытия из титана. Снаружи корпус двигателя снабжен золотым покрытием для регулирования температурного режима двигателя — тонкий слой золота отражает тепловые инфракрасные лучи и поглощает ультрафиолетовые.

Другой широко применяющийся в технике перспективный метод электронагрева — высокочастотный индукционный нагрев — также может быть использован в электротермическом ракетном двигателе; первые эксперименты такого рода, проведенные в США, были удачными<sup>3)</sup>.

Впервые высокотемпературный нагрев газов в радиочастотном электромагнитном поле был изучен советским ученым, проф. Г. И. Бабатом, опубликовавшим свои исследования в 1947 г.<sup>4)</sup>. Сильное переменное электрическое поле заставляет колебаться заряженные частицы газа, и в нем происходит так называемый безэлектродный разряд.

По существу, именно такой разряд происходит в пылающем северном сиянии, сверкнувшей молнии или в огнях неоновых реклам. Если с помощью специальной индукционной катушки создать очень мощное электромагнитное поле, то движение заряженных частиц газа будет интенсивным и газ сильно нагреется. Такой нагрев так же связан с электрическим сопротивлением, как и обычный омический нагрев в твердом теле, например, в двигателях типа «резистоджет». С помощью специальных устройств — безэлектродных плазменных горелок — удастся создавать очень высокотемпературный поток газов — высокочастотный факел; такие горелки используются для

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Исследование космического пространства», VIII, 1966, реф. 8.62.303.

<sup>2)</sup> Mechanical Engineering, I, 1966, стр. 60; SAE J., III, 1966.

<sup>3)</sup> ARS Journal, I, 1961 и др.

<sup>4)</sup> J. Inst. Elec. Eng., 1947, т. 94, стр. 27; «Юный техник», VII, 1957 и др.

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics RaD., 1966, стр. 105.

<sup>2)</sup> Aerospace Technology, 17. VII, 1967, т. 21, № 2, стр. 13.

<sup>3)</sup> «Вопросы ракетной техники», XII, 1965.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 23. VIII, 1965.

различных технологических нужд (рис. 39). Как видно по схеме электротермического двигателя с таким индукционным нагревом (рис. 40), нагретый газ расширяется затем в обычном сверхзвуковом сопле, что обеспечивает получение большого удельного импульса.

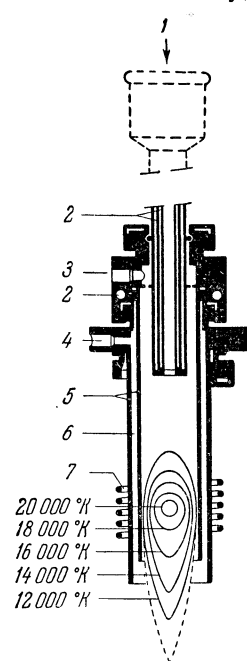


Рис. 39. Безэлектродная индукционная плазменная горелка (схема)

1 — подвод распыливаемого вещества, газа и др., в зависимости от назначения горелки, 2 — охлаждающая вода, 3 — подвод газа для образования плазмы, 4 — подвод охлаждающего газа, 5 — кварцевые трубки, 6 — канал охлаждения, 7 — индукционная катушка (Chem. Eng. Techn., Н. 3, 1966).

Возможны и некоторые другие методы электрического нагрева газа (например, метод электронной бомбардировки, и др.). Однако наиболее широкие исследования за рубежом в настоящее время ведутся в направлении использования метода электродугового нагрева.

Применение электрической дуги (как известно, она была открыта русским ученым В. В. Петровым в 1802 г.) для целей нагрева широко известно, на этом основана огромная и весьма прогрессивная область техники — электросварка. Сварочная дуга представляет собой устойчивый электрический разряд между твердыми (а иногда и жидкими) электродами в газе, обычно при атмосферном давлении. Чаще всего применяется дуга прямого действия, горящая между стержневым сварочным электродом и самим свариваемым изделием. Но иногда используется и дуга косвенного действия, образующаяся между двумя электродами. Дуга имеет довольно сложное строение. Ее центральная часть, так называемый столб дуги, представляет собой ярко, ослепительно светящийся сердечник цилиндрической или конической формы. Температура газов в столбе дуги очень высока, в его осевой части она достигает 5000—6000°С. Столб

окружен не столь ярко светящимися газами и парами меньшей температуры, так называемым факелом дуги. Основания дуги представляют собой раска-

ленные пятна, одно — на отрицательном электроде (катоде), другое — на аноде. Подводимая к дуге электрическая энергия переходит в основном в тепло, а частично — в световую, звуковую и химическую энергию. Именно на тепловом действии дуги и основан процесс сварки.

Как же можно использовать электрическую дугу в электротермическом двигателе? Ведь никакая сварка в таком двигателе, конечно, происходить не должна.

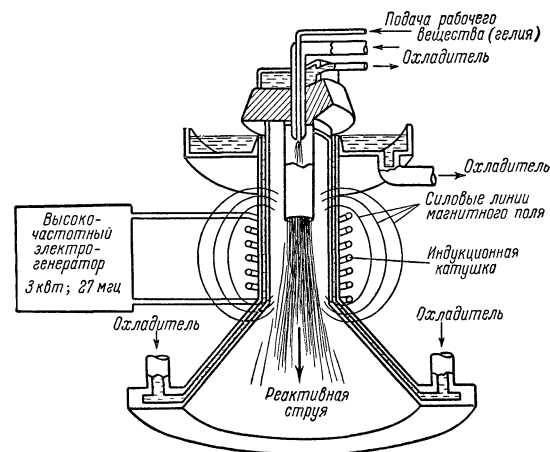


Рис. 40. Устройство экспериментальной модели электротермического ракетного двигателя с индукционным безэлектродным нагревом рабочего вещества. (Доклад на 14-й ежегодной конференции Американского ракетного общества 16—20. X 1959; «Экспресс-информация» ВИНТИ, серия «Астронавтика и ракетодинамика», 21. III. 1960, № 11).

Схему такого двигателя можно представить себе, например, следующим образом. В камеру сгорания обычного типа (рис. 41) введены два электрода (хотя вполне возможны и многодуговые двигатели<sup>1)</sup>). Между электродами устанавливается электрическая дуга, причем может быть использован как постоянный, так и переменный ток<sup>2)</sup>. Рабочее вещество, например, жидкий водород, о чем

<sup>1)</sup> VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12.

<sup>2)</sup> Имеются двигатели того и другого типа; их сравнительная выгодность должна еще быть выяснена (Astronautics, 1962, 7, № 6).

шла речь выше, вводится в камеру, испаряется и нагревается в дуге и затем вытекает через сопло двигателя с большой скоростью наружу, создавая реактивную тягу.

Очевидно, что электроды должны интенсивно охлаждаться, чтобы продлить срок их службы. И все же их

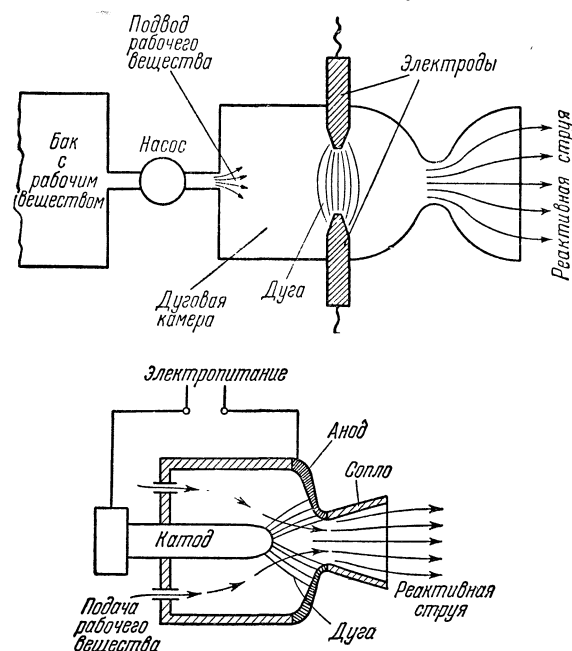


Рис. 41. Схемы электротермических дуговых ракетных двигателей с поперечным (сверху) и осевым (продольным) расположением электродов (Space World, IX, 1965).

эрозия, как и высокая температура в камере, представляет собой одну из важнейших проблем совершенствования таких электродуговых двигателей. Пока эта проблема не будет решена, не удастся создать двигатели, способные работать достаточно продолжительное время. В качестве одного из интересных решений указанной проблемы можно привести созданную в США фирмой Вестингауз мощную электродуговую нагревательную установку, предназначенную главным образом для целей получения слитков жаропрочных металлов. В этой установке оба электрода дуги

выполнены в виде полых колец, внутри которых циркулирует охлаждающая вода. Главной особенностью является, однако, то, что дуга, образующаяся под действием переменного тока между электродами, не стоит на месте, ее основания все время перемещаются по кольцевым электродам (для этого используется воздействие внешнего магнитного поля, создаваемого с помощью катушки постоянным током). Таким образом удастся избежать перегрева и эрозии электродов. Установка может работать длительно, создавая гиперзвуковую струю газа, нагретого до  $4500^{\circ}\text{C}$  и обладающего скоростью, соответствующей  $M=10$  (т. е. в 10 раз большей скорости звука). Рабочим веществом служит воздух или азот, его весовой расход равен примерно  $0,6 \text{ кг/сек}$ . В другой аналогичной установке мощностью 3000 кВт той же фирмы дуга вращается со скоростью 1000 об/сек; эта установка служит для исследования химических реакций<sup>1)</sup>.

Исследования магнитного и других методов вращения дуги ведутся и в нашей стране, в частности, в Институте теоретической и прикладной механики Сибирского отделения Академии наук СССР, который ведет работы по плазматронам с 1959 г.<sup>2)</sup>, в Институте тепло- и массообмена Академии наук БССР<sup>3)</sup>, и др. Подобное вращение дуги считается перспективным и для электротермических двигателей (рис. 42).

Другой важной проблемой разработки электродуговых двигателей является повышение их к. п. д., т. е. увеличение эффективности преобразования затрачиваемой электрической энергии в кинетическую энергию вытекающей реактивной струи. Как указывается в зарубежной печати, в созданных образцах двигателей в кинетическую энергию рабочего вещества переходит не более 35—40% всей расходуемой электрической энергии. Правда, при использовании регенеративного охлаждения двигателя рабочим веществом, что устраняет потери тепла в стенки двигателя, эта доля может быть повышена до 50—60 и даже до 80%<sup>4)</sup>. Кстати говоря, проблема эффективности преобразования энергии является, как мы увидим ниже,

<sup>1)</sup> Chemical Engineering, 23. V. 1966, т. 73, № 11, стр. 102.

<sup>2)</sup> «Наука и жизнь», 1962, № 1.

<sup>3)</sup> «Экономическая газета», XII, 1965, № 52, стр. 34.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 7. XI. 1960; Aviation Week, 27. I. 1964.

одной из важнейших для всех типов электроракетных двигателей<sup>1)</sup>.

Несмотря на то, что работа над электродуговыми ракетными двигателями начата сравнительно недавно, в настоящее время за рубежом уже имеется ряд экспериментально проверенных моделей двигателей этого типа. Успешно решены многие важные задачи их разработки, в частности, связанные с организацией электрической дуги в камере.

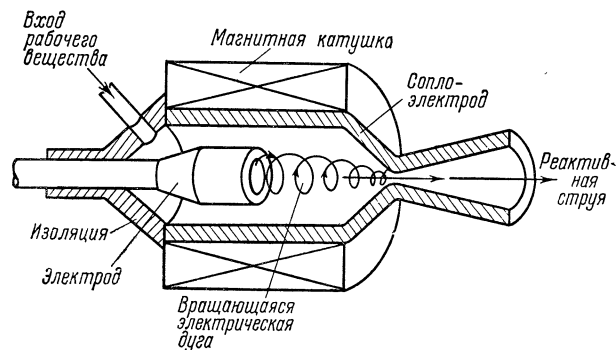


Рис. 42. Схема электротермического дугового ракетного двигателя с вращающейся дугой (Luftfahrttechnik, IV, 1963).

На рис. 43 представлена схема устройства дугового двигателя мощностью 30 кВт, разработанного фирмой Авко (США)<sup>2)</sup>. Двигатель работает на постоянном токе, при испытаниях с аммиаком в качестве рабочего вещества удельный импульс составлял 1000 сек, и с водородом — 1500 сек, при увеличении же мощности до 215 кВт и работе на водороде удельный импульс повышался до 2200 сек. Как показали спектроскопические измерения, температура дуги на оси достигала 25 000 °К. К. п. д. дви-

<sup>1)</sup> Одним из интересных предложений в этом направлении является работа электродугового двигателя на двух различных рабочих веществах, в частности, литии и водороде. Дуга создается в жидком литии, что уменьшает потери и имеет ряд других преимуществ, а затем в камеру вводится водород для увеличения скорости истечения (Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, III, 1963).

<sup>2)</sup> AIAA J., XI, 1963, т. 1, № 11, стр. 2517.

гателя составлял 41—44%, причем охлаждение двигателя было только радиационным — тепло отдавалось окружающему воздуху излучением. Тяга двигателя 270 Г, его собственный вес 2,2 кг<sup>1)</sup>. По одному из сообщений печати<sup>2)</sup> фирма Авко при испытании экспериментального дугового двигателя получила даже удельный импульс 3500 сек.

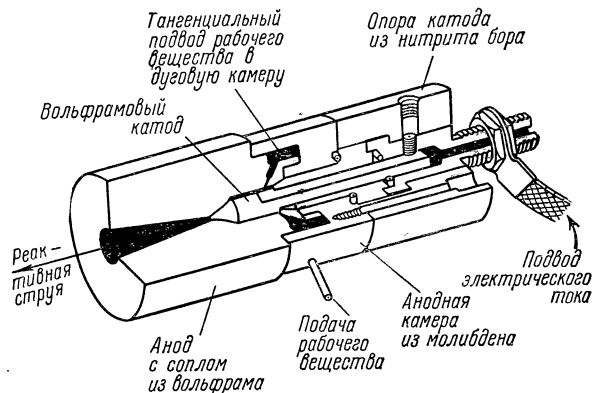


Рис. 43. Устройство экспериментального дугового двигателя фирмы Авко.

На рис. 44 показан дуговой двигатель мощностью 1 кВт фирмы Плазмадайн. Двигатель мощностью 30 кВт этой же фирмы прошел в 1964 г. 500-часовые наземные испытания<sup>3)</sup>. Над дуговыми электротермическими двигателями работают и другие фирмы США, а также ФРГ и других стран<sup>4)</sup>. Как указывается в печати<sup>5)</sup>, вероятные характеристики таких двигателей при их внедрении в эксплуатацию таковы: тяга от десятков граммов до килограммов, удельный импульс 800—2000 сек<sup>6)</sup>, мощность 3—300 кВт, к. п. д. до 60%<sup>7)</sup>. Двигатели будут работать

<sup>1)</sup> Aviation Week, 29. IV. 1963.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 10. II. 1964, стр. 24.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 11. V. 1964, стр. 31.

<sup>4)</sup> Aviation Week, 27. I. 1964.

<sup>5)</sup> Space World, XI, 1965, стр. 21.

<sup>6)</sup> Указываются и большие значения. В частности, специалисты фирмы Авко считают, что может быть создан дуговой двигатель мощностью в несколько мегаватт с удельным импульсом 3000 сек (Missiles and Rockets, 29. IV. 1963).

<sup>7)</sup> Mitteilungen der DGR, II, 1966, № 70, стр. 5.

как на постоянном, так и на переменном токе напряжением порядка 100 в при силе тока от 30 до 3000 а. Однако доводка дуговых двигателей еще требует решения многих задач, в частности, связанных с эрозией электродов, охлаждением и др. Нужны также исследования рабочих процессов в электрической дуге, очень сложных и пока понимаемых не до конца.

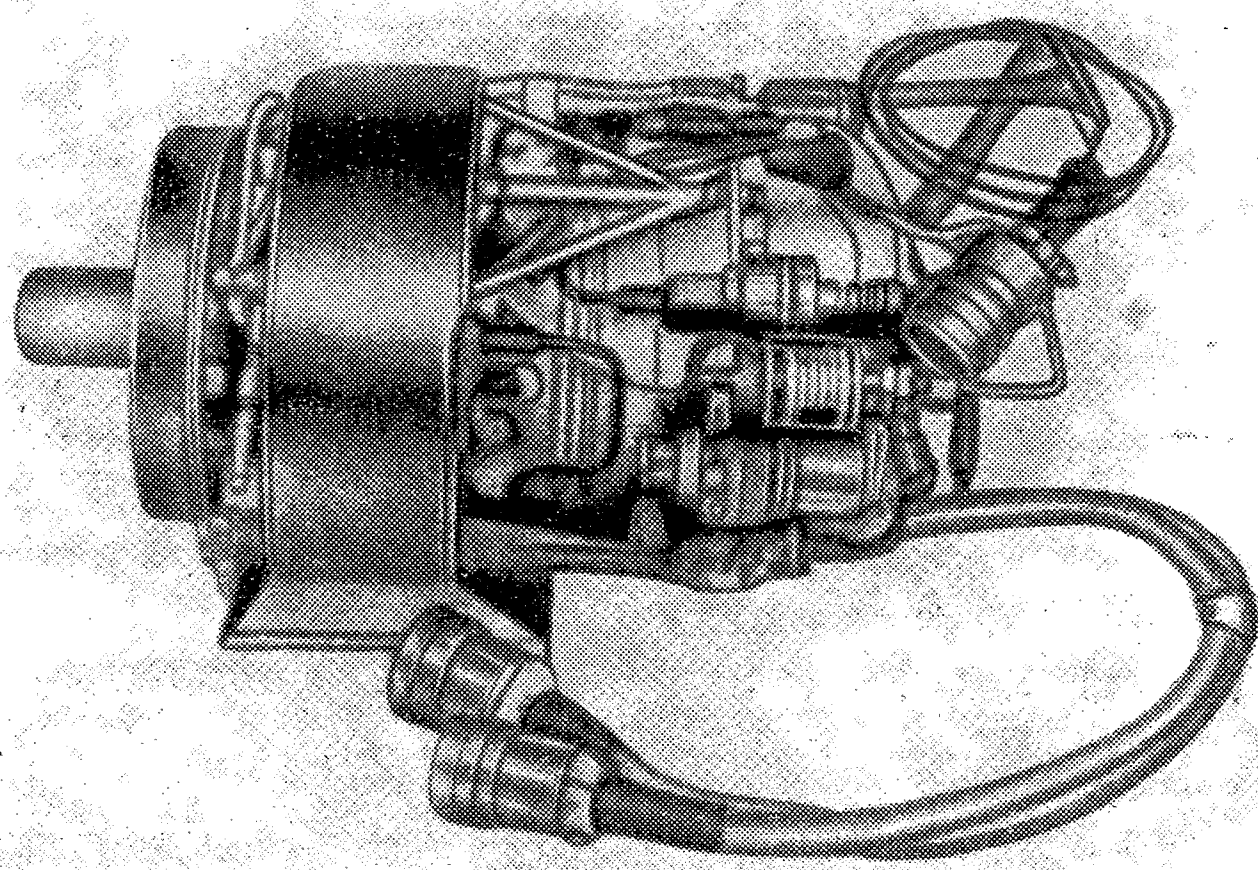


Рис. 44. Электротермический дуговой двигатель мощностью 1 кет фирмы Плазмадайн (Джанини) (Aviation Week, I, 1964, т. 89, № 4, стр. 5).

Как видно из приведенных выше данных, с помощью дуговых двигателей барьер удельного импульса может быть значительно передвинут в область более высоких значений. Возможности ракетной техники и космонавтики возрастут при этом в огромной степени. В частности, станет возможным увеличение доли полезного груза в общем весе ракеты в десятки раз по сравнению с химическими ракетами.

Однако выигрыш в одном и в этом случае, как обычно, достигается ценой проигрыша в другом, причем это относится не только к электротермическим, но, как мы увидим ниже, ко всем без исключения электроракетным двигателям. Значительное увеличение удельного импуль-

са по сравнению с обычными термохимическими двигателями, которое становится возможным с помощью электроракетных двигателей, сопровождается столь же, или даже более существенным уменьшением тяги, развиваемой двигателем.

Так, во всех построенных экспериментальных моделях электродуговых (да и других электроракетных) двигателей тяга обычно составляет всего сотые или, от силы, десятые доли килограмма и даже того меньше. Да и по удельному весу эти двигатели ни в какое сравнение не могут идти с химическими — он у них в десятки и сотни раз больше.

Правда, электроракетные двигатели обладают еще одним преимуществом по сравнению с химическими — они способны работать (или по крайней мере должны быть способны) многие дни и месяцы подряд. Так, электродуговой двигатель фирмы Авко, показанный на рис 43, работал при наземных испытаниях непрерывно более месяца, 760 часов! Осмотр двигателя после испытаний показал, что он мог бы работать значительно дольше. Для мощных химических двигателей такая продолжительность работы недостижима. Правда, к счастью, им она и не нужна.

Но чем объясняются столь малые тяги электроракетных двигателей и их относительно большой вес? И кому нужны, в конце концов, двигатели столь ничтожной тяги, в особенности, если учесть, что они должны осуществлять разгон космических летательных аппаратов огромной массы?

Недостатки электроракетных двигателей — малая тяга и большой удельный вес — объясняются той же причиной, что и их главные достоинства (большой удельный импульс и длительность работы). Все дело в разделении источника энергии и рабочего вещества, о котором говорилось выше, как о принципиально возможном пути к высоким значениям удельного импульса. За это разделение приходится расплачиваться: необходимость в источнике энергии большой мощности (вспомните миллионы лошадиных сил современных мощных ракетных двигателей!) ограничивает тягу электроракетного двигателя, а потребность в специальном механизме передачи энергии рабочему веществу — увеличивает вес двигателя.



Но кажущийся очевидным ответ на второй вопрос, кому нужен двигатель столь мизерной тяги и вместе с тем большого веса, был бы поспешным и, как это часто бывает в таких случаях, неверным. Действительно, на первый взгляд «комариная» сила тяги электроракетных двигателей абсолютно бесполезна, когда речь идет о «многопудье» космических кораблей. Но только на первый взгляд. Конечно, заставить взлететь с Земли космическую ракету такие двигатели не смогут. Но взлет — только самая начальная и короткая фаза обычного космического полета. Большую часть времени, когда уже отсутствует аэродинамическое сопротивление и достигнута первая космическая скорость, корабль находится, как известно, в условиях динамической невесомости, если его двигатель не работает. В этих условиях, когда приходится учитывать не вес, а только массу корабля, и ничтожно малая сила способна вызвать ускорение корабля, пусть тоже ничтожно малое. А если вспомнить, что электроракетные двигатели могут работать непрерывно в течение очень длительного времени, то станет ясно, что проигрывая в силе, но выигрывая во времени, можно достичь того же эффекта, что и с помощью огромной силы в короткое время<sup>1)</sup>.

Мы уж не говорим о тех случаях применения, когда огромная сила вообще не нужна. А таких случаев в современной космонавтике немало. Выше уже не раз упоминалось, в частности, о разработке микроракетных электротермических двигателей для систем ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов; как эти, так и другие электроракетные двигатели уже нашли такое применение при осуществленных космических пусках и, несомненно, будут применяться все шире и с большей эффективностью. Так определяются возможности использования электроракетных двигателей в космическом полете.

Ниже мы еще не раз будем возвращаться к этим потенциальным возможностям электроракетных двигателей и особенностям их использования. Но уже сейчас ясно, что их малая тяга вовсе не является непреодолимым пре-

пятствием. Мало того, несмотря на свои бесспорные недостатки, эти двигатели, и только они одни, способны на много расширить возможности космонавтики, решить задачи, перед которыми, как мы знаем, пасуют сверхмощные и сверхлегкие термохимические ракетные двигатели. Для дальнего полета важнее всего, в конце концов, все же удельный импульс, по сравнению с ним все остальное оказывается второстепенным.

Но возвратимся к нашему электродуговому двигателю. Чтобы достичь указанных выше значений удельного импульса, рабочее вещество в двигателе должно быть нагрето до температуры  $4000^{\circ}\text{C}$  и более. При такой температуре вытекающая из двигателя струя газов (на нее нельзя смотреть, так она ярка) представляет собой смесь атомов и молекул с ионами и электронами. Чем выше температура, тем содержание последних в смеси больше. Не удивительно, что вследствие этого электродуговые ракетные двигатели часто получают за рубежом название «плазматрон» или «плазмаджет». Ведь реактивная струя таких двигателей представляет собой, по существу, именно то, что носит название плазмы.

Но с плазмой связаны столь большие надежды ракетной техники, что ей стоит посвятить специальную главу.

<sup>1)</sup> Если, например, вес корабля равен  $2,25\text{ Т}$ , а двигатель развивает тягу, равную всего  $0,5\text{ кг}$ , то через 60 минут работы двигателя скорость корабля возрастет на  $24\text{ км/час}$ , через 24 часа — на  $600\text{ км/час}$ , а через месяц — на  $17\,600\text{ км/час}$  (Deutsche Aero-Revue, 1962, 6, № 5).

## ТАЙНЫ ПЛАЗМЫ

Плазма <sup>1)</sup>... Еще совсем недавно на вопрос о том, что такое плазма, большинство неспециалистов, не задумываясь, ответило бы, что это — жидкая часть крови или же вязкая жидкость, заполняющая живые клетки (в последнем случае более правильный термин — протоплазма или цитоплазма). И разве только относительно небольшая группа ученых и инженеров указала бы на второе значение этого термина, относящееся не к биологии, а к физике. Это не удивительно — даже в физике плазма интересовала тогда немногих <sup>2)</sup>.

Но как все изменилось за последние годы! О плазме и ее роли в физике и технике теперь знает почти всякий, и популярность физической плазмы ныне намного больше, чем плазмы биологической, — это теперь, пожалуй, один из самых «модных» научных терминов. Загадкам плазмы посвящены сотни и тысячи докладов на научных конференциях и исследований, помещаемых в научных журналах самых различных специальностей, многочисленные статьи в газетах и научно-популярных журналах, с ней связывают большие надежды представители разных отраслей знания. Плазма, ее тайны и возможности живо интересуют ныне астрофизиков и электрорадиотехников, физиков-ядерников и инженеров по атомной энергетике, ученых-аэродинамиков и конструкторов самолетов и ракет, специалистов в области ракетных двигателей и создателей аэродинамических труб, ученых-материаловедов и инженеров-производственников, да и не только их...

<sup>1)</sup> Греч. *plasma*; буквально: некое образование, нечто вылепленное.

<sup>2)</sup> Термин «плазма» в физике введен в 1924 г. американским ученым И. Ленгмюром, изучавшим свойства ионизованного газа в связи с работами по новым источникам света.

Вообще говоря, роль плазмы в природе столь велика, что она вполне заслуживает вызываемый ею интерес. Если этот интерес стал проявляться особенно сильно лишь в последние годы, то это объясняется законами развития науки и техники, характером проблем, которые возникли именно сейчас.

Что же такое плазма и в чем секрет вызываемого ею столь необычного интереса?

В физике под плазмой понимают газ, состоящий, помимо обычных молекул и атомов, также из относительно большого числа электрически заряженных частиц — ионов и электронов. При этом общий электрический заряд всего газа по-прежнему остается равным нулю, т. е. плазма, как и обычный газ, в целом электрически нейтральна. Это значит, что в ней находится практически одинаковое количество частиц с положительным и отрицательным электрическим зарядом, так что их заряды взаимно погашают друг друга (иногда говорят поэтому о квазинейтральности плазмы — в действительности она «кишит» зарядами).

Плазма может быть получена из обычного газа путем его ионизации. Для этого можно, например, нагреть газ до очень высокой температуры. Такой раскаленный газ и превратится в плазму. В ней будут идти два диаметрально противоположных процесса. С одной стороны, под действием высокой температуры будут образовываться все новые ионы, ибо столкновения частиц, движущихся с большой скоростью, будут приводить к тому, что атомы и молекулы газа будут терять электроны, превращаясь в ионы. С другой стороны, в результате столкновений ионов и электронов будет происходить их обратное воссоединение, т. е. рекомбинация нейтральных атомов и молекул. Каждой данной температуре будет соответствовать определенное, как говорят, термодинамическое равновесие плазмы, когда в любое мгновение число образовавшихся и исчезнувших ионов будет одинаковым.

Это значит, что средняя степень ионизации плазмы будет неизменной. Повысится температура — и степень ионизации плазмы возрастет, так как процесс образования ионов будет теперь превалировать над процессом рекомбинации. Наконец, при некоторой температуре плазма будет уже полностью ионизованной, в ней не будет нейтральных атомов, она вся будет состоять из одних лишь

ионов и электронов. При очень высоких температурах, характерных, например, для недр звезд, ядра имеющих там атомов полностью лишены своих электронных оболочек и плазма является в этом случае бурлящей смесью положительных атомных ядер и отрицательных электронов. Для полной ионизации самых тяжелых из существующих

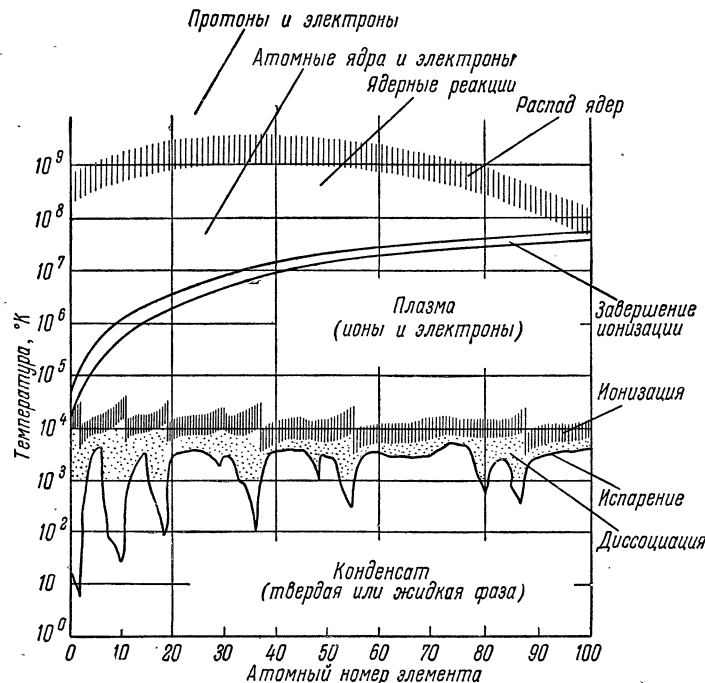


Рис. 45. Изменение состояния различных химических элементов при нагреве (по Хантше и Вичореку).

в природе атомов нужна еще большая температура, равная, по расчетам Зенгера, примерно 2 млрд. градусов, по другим данным, графически изображенным на рис. 45, несколько меньшая.

Легко видеть, что характер плазмы зависит также от ее давления. Ведь при одной и той же температуре в разреженной плазме столкновения частиц, приводящие к рекомбинации, будут более редкими, вследствие чего средняя степень ионизации возрастет. Вот почему удается до-

баваться практически полной ионизации плазмы лишь при ее весьма большой разреженности.

Плазма очень распространена в природе. Более того, абсолютно большая часть всего вещества в природе, более 99,9%, представляет собой именно плазму. Ведь звезды — это огромные сгустки плазмы, из плазмы состоят и гигантские газовые туманности, плавающие в бесконечной Вселенной. Этим и объясняется давний интерес астрофизиков к плазме и ее теории.

Но оправдано ли это выделение плазмы в некую особую субстанцию? Разве так уж отличается от обычного газа такой же газ со значительным содержанием электрически заряженных частиц?

Почему говорят, что плазма — это совершенно особое, четвертое агрегатное состояние вещества, в отличие от общеизвестных трех состояний, — твердого, жидкого и газообразного?

Да, это вполне обосновано, потому что кажущееся на первый взгляд не столь уже существенным наличие в газе свободных электрических зарядов в действительности настолько радикально меняет свойства газа, что плазму нельзя не считать особым состоянием вещества. Это отличие свойств связано с тем, что обычный газ, как известно, практически не проводит электрического тока, т. е. является изолятором, тогда как плазма со своими свободными ионами и электронами является хорошим проводником тока. Чем больше степень ионизации плазмы, тем лучшим проводником тока она является. Но с электропроводностью плазмы непосредственно связана другая важнейшая ее особенность — взаимодействие с электромагнитными полями. В отличие от обычного газа, почти совсем не взаимодействующего с окружающими электромагнитными полями, плазма тем сильнее взаимодействует с ними, чем выше степень ее ионизации. Это значит, в частности, что в движущейся плазме генерируется электрический ток, если она пересекает силовые линии магнитного поля, как это случается с обычными металлическими проводниками в динамо-машине. Точно так же наличие электрического тока в плазме заставляет ее двигаться в магнитном поле подобно движению якоря электродвигателя.

Мы обращаем особое внимание читателя на возникновение этой силы (ее называют в физике силой Лоренца), заставляющей перемещаться плазму в магнитном поле,

если в плазме течет электрический ток. Как видите, в отличие от газа, движение которого происходит под действием повышенного давления (именно оно создает реактивную струю в химическом ракетном двигателе), здесь давление не обязательно (оно, конечно, иногда может существовать). В этом случае говорят о давлении магнитного поля, или просто о магнитном давлении — это оно заставляет вращаться якорь электрического двигателя или создает поток плазмы. Важно отметить одно принципиальное отличие магнитного давления от обычного давления газа: в случае давления газа на какую-нибудь твердую стенку это давление физически передается молекулами газа, бомбардирующими стенку, а при магнитном давлении такого физического контакта нет. Между якорем и статором электрического двигателя может существовать идеальный вакуум — все равно якорь будет вращаться под действием магнитного давления, и такое же давление (реактивное) будет действовать на неподвижный статор. Точно так же при течении плазмы в каком-нибудь канале, вызванном взаимодействием электрического и магнитного полей, ее ускорение создает реактивную силу, действующую на стенки канала, но эта сила связана с магнитным давлением, ударов частиц плазмы (ионов и электронов) о стенки может и не быть вовсе.

И еще одно. Сила Лоренца зависит от величины силы тока в плазме и напряженности магнитного поля, причем, и это очень важно для плазменных двигателей, ток может возникать либо непосредственно в плазме между введенными в нее электродами, либо же он может индуцироваться в ней переменным по времени магнитным полем. В свою очередь магнитное поле может извне накладываться на плазму либо же индуцироваться в ней текущим через нее током. Сколько всевозможных вариантов!

Когда мы говорим, что лоренцова сила ускоряет поток плазмы, то имеем в виду, очевидно, непосредственное действие этой силы на все заряженные частицы плазмы и каждую из них в отдельности. Но частицы-то эти очень разные: одни из них — ионы — имеют положительный заряд и относительно большую массу, другие электроны — отрицательный заряд и весьма малую массу. Последствия такого различия очень важны. Действительно, под действием лоренцовой силы каждая из частиц приобретает одно и то же количество движения, но скорость

их возрастает по-разному: для тяжелых ионов прирост скорости оказывается гораздо меньшим, чем для легких, подвижных электронов. Поэтому электроны сразу же вырываются вперед, а ионы отстают — ранее нейтральная плазма делится на две ощутимо по-разному заряженные части. А тут еще вмешивается магнитное поле, и частицы начинают двигаться по спирали, завиваясь вокруг силовых линий этого поля в разные стороны: если ионы — по часовой стрелке, то электроны обязательно против. Легко представить себе, какой беспорядок воцарился бы в потоке плазмы, что вовсе не было бы плюсом для двигателя, не будь серьезных барьеров на пути этой анархии и хаоса. Действительно, как только ионы и электроны ощутимо дифференцируются, так сразу же вступает в действие кулоновская сила электростатического притяжения зарядов противоположного знака, препятствующая такому разделению и вызывающая дополнительные «уравнивающие» токи в плазме (их называют часто в литературе токами Холла; о них еще будет сказано ниже). Бесчисленные взаимные столкновения ионов и электронов, а также ионов и нейтральных частиц плазмы, в свою очередь, непрерывно уравнивают скорости их движения, и т. д. Поэтому при достаточной плотности плазмы очень скоро достигается более или менее усредненная скорость ее движения, и плазма по-прежнему остается квазинейтральной. Однако сложность и многообразие указанных выше физических явлений в плазме (а указаны они далеко не полностью) свидетельствует о том, с какими трудностями связано теоретическое изучение рабочих процессов двигателей и других устройств, рабочим веществом которых является плазма.

Мы указали лишь некоторые частные примеры, показывающие, насколько необычными являются свойства плазмы по сравнению с газом; число таких примеров можно было бы умножить (в частности, в плазме могут возникать характерные только для нее так называемые плазменные колебания, невозможные в газе). Эти свойства приводят к важнейшим особенностям физического и технического применения плазмы.

Особенно большое развитие теория плазмы получила в последние годы в связи с исследованиями в области управляемых термоядерных реакций, начатыми в нашей стране под руководством акад. И. В. Курчатова и широко

ведущимися ныне во многих странах. Ведь путь, по которому идут в настоящее время исследователи, связывая с ним наибольшие надежды, заключается в использовании высокотемпературной плазмы с целью создания температур вещества, необходимых для начала термоядерных реакций. Только указанные выше электрические свойства плазмы позволяют рассчитывать на то, что такие температуры удастся практически реализовать без того, чтобы стенки сосуда с плазмой мгновенно испарились. Как известно, для этой цели ученые используют взаимодействие электрического разряда в плазме с магнитными полями, как создаваемым этим же разрядом (простой пинч-эффект), так и внешними. В результате такого взаимодействия плазма оказывается как бы заключенной в своеобразной «магнитной бутылки», сжимается в шнур, нигде не касающийся стенок сосуда, в котором она находится. Подобным методом уже удалось достичь температуры плазмы в десятки миллионов градусов<sup>1)</sup>, но впереди еще немалые трудности, которые нужно преодолеть, чтобы обеспечить человечество практически неограниченным источником энергии.

Однако энергетиков плазма интересует не только в связи с проблемой управляемой термоядерной реакции. Овладение тайнами плазмы позволило бы им решить и другие увлекательные задачи. Разве не может увлечь, например, возможность создания принципиально новых типов электрических генераторов — динамо-машин, в которых роль вращающегося якоря выполняет плазма, текущая в каналах неподвижного корпуса? Ведь в такой динамо-машине не будет ни одной движущейся части, и вместе с тем она будет гораздо эффективнее существующих машин этого рода — возможен к. п. д. 60—70% и более вместо 35—40% у обычных турбогенераторов<sup>2)</sup>.

С иных позиций проявляют большой интерес к плазме специалисты в области аэродинамики самолетов и ракет, а также конструкторы этих летательных аппаратов. Окажется, изучение тайн плазмы необходимо им в связи с теми условиями, в которых протекает в атмосфере полет

с очень большими сверхзвуковыми скоростями. В результате аэродинамического нагрева слой воздуха, непосредственно прилегающий к оболочке летящего с такой скоростью аппарата, приобретает столь высокую температуру, что превращается в плазму с большей или меньшей степенью ионизации. Поскольку и лобовое сопротивление летящего аппарата, и тепловые нагрузки в его конструкции определяются главным образом именно свойствами этого пограничного слоя, то ясно, отчего он так интересует и ученого, и конструктора. Возможность внешнего электромагнитного воздействия на пограничный слой из плазмы, отсутствующая в случае более холодного газового слоя при полете с меньшей скоростью, открывает неожиданные перспективы существенного улучшения летных качеств самолетов и ракет (рис. 46). В частности, это касается проблемы так называемого обратного входа космических летательных аппаратов в плотную атмосферу и других проблем, объединенных общим понятием теплового барьера.

Кстати сказать, слой плазмы, окутывающий летательный аппарат, возвращающийся с большой скоростью из космоса в плотную атмосферу, нарушает радиосвязь аппарата с Землей — через плазму радиоволны не проходят. Поэтому, да и по многим другим причинам, плазмой интересуются радиосвязисты и другие специалисты в области радиоэлектроники.

Не удивительно, что плазмой интересуются и специалисты по экспериментальной аэродинамике, создающие сверхзвуковые и гиперзвуковые аэродинамические трубы, так называемые ударные трубы и другие газодинамические установки для имитации полета с указанной большой скоростью. Ведь только с помощью струй плазмы большой скорости можно исследовать проблемы, связанные с аэродинамическим сопротивлением и теплопередачей высокоскоростного летательного аппарата. Точно так же только плазма может помочь при разработке установок для исследований и испытаний новых конструктивных материалов, из которых будут созданы самолеты и ракеты будущего.

Плазму уже сейчас используют инженеры-технологи, когда в производстве оказываются необходимыми высокие температуры, например, для нанесения тугоплавких покрытий и других целей. Еще больше перспективы

<sup>1)</sup> Учеными Сибирского отделения Академии наук СССР получена плазма с температурой 100 млн. градусов («Правда», 23 июля 1964 г.).

<sup>2)</sup> Machine Design, 14. X. 1965, стр. 189.



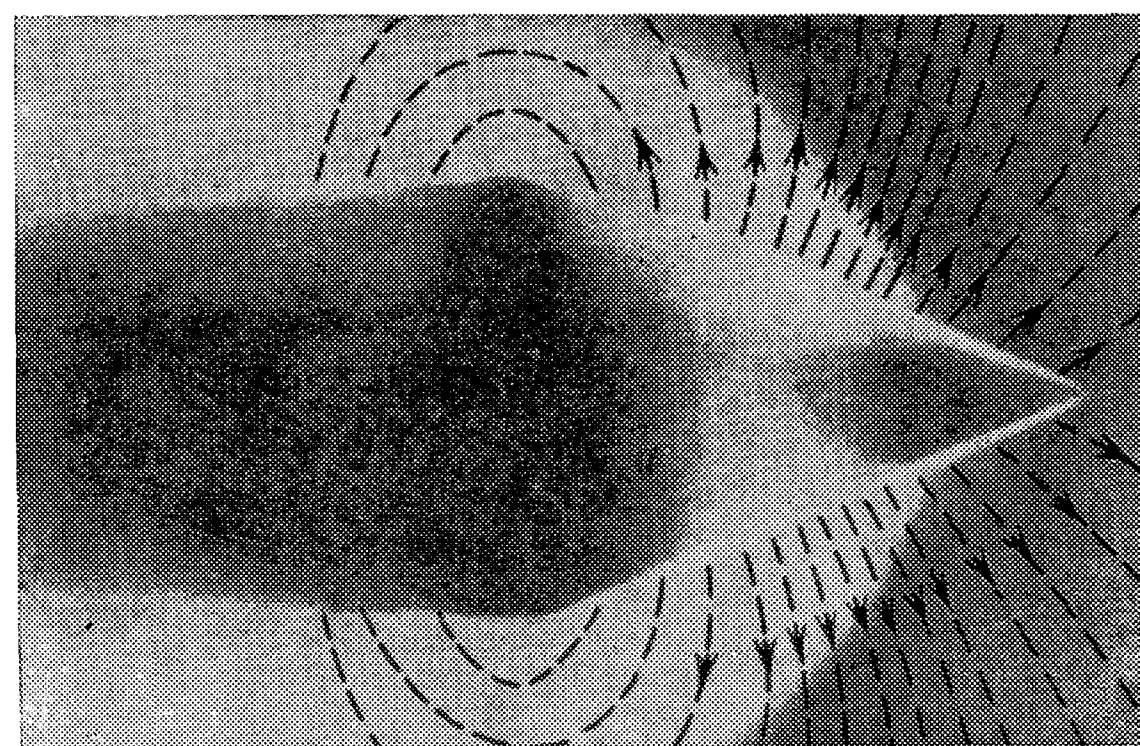
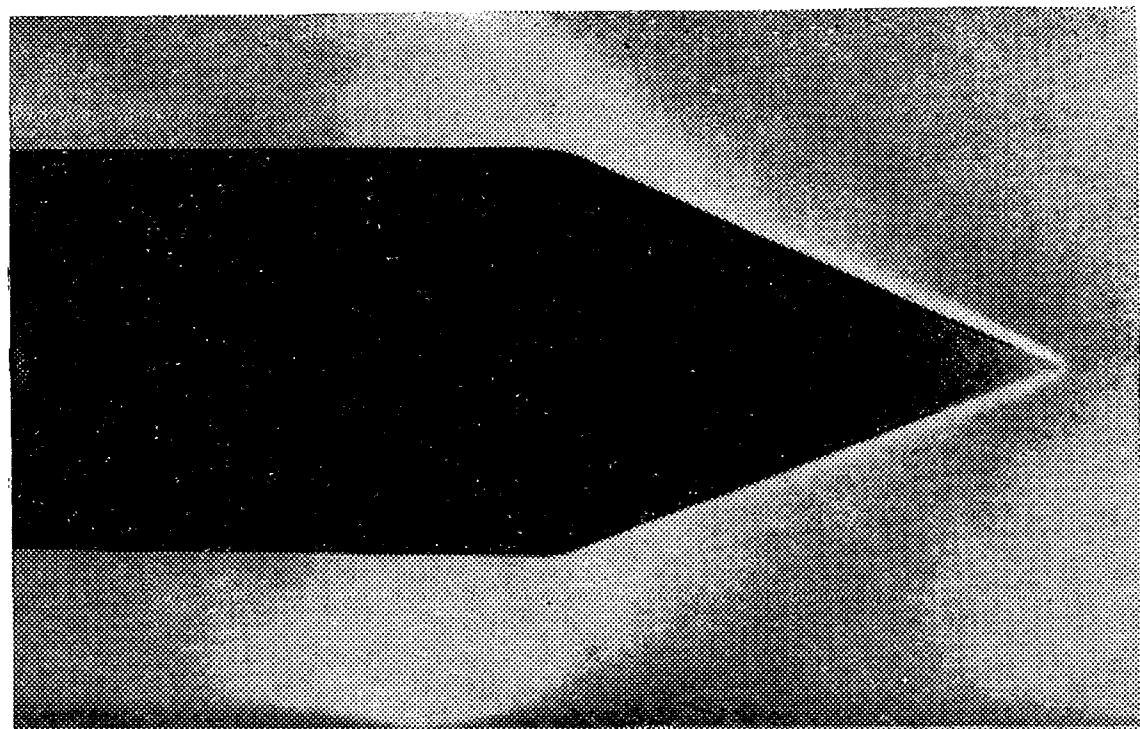


Рис. 46. Магнитогидродинамическое воздействие на плазму при гиперзвуковом обтекании тела. Сверху — снимок обтекания конуса, сделанный в ударной трубе. Зона свечения плазмы образуется за ударной волной. Снизу — картина обтекания того же конуса с наложенным магнитным полем (силовые линии поля показаны стрелками; поле образовано соленоидной катушкой внутри конуса). Лобовое сопротивление конуса возросло, теплоотдача к нему уменьшилась.

подобного применения плазмы. У нас в стране и за рубежом уже действует множество плазменных установок, а ведь всего с десятков лет назад они находились еще в стадии эксперимента.

Совершенно понятны и надежды, которые связывают с плазмой ракетная техника и космонавтика. Разве плазма, с ее рекордными температурами, не открывает блестящие перспективы в штурме барьера удельного импульса? Впрочем, здесь дело не в одних только температурах, как мы увидим ниже.

Предыдущая глава заканчивалась упоминанием о том, что реактивная струя, вытекающая из сопла электродугового ракетного двигателя, представляет собой, по существу, струю плазмы. Правда, степень ионизации этой плазмы обычно относительно невелика, ибо сравнительно невелика и ее температура. Чтобы повысить степень ионизации с целью обеспечения больших возможностей электромагнитного воздействия на плазму, нужно, очевидно, повысить ее температуру. Как можно этого добиться?

Один способ достижения указанной цели используется в обычных электродуговых двигателях. Для этого достаточно увеличить давление воздуха, окружающего дугу, так как это позволяет повысить плотность электрического тока между электродами дуги и соответственно количество электрической энергии, сообщаемой в виде тепла вытекающей струе. Еще больший эффект может быть получен, если заменить газ жидкостью. Так, например, для этой цели часто в дуговую камеру подают воду, причем вводят ее через форсунку по касательной к камере, так что она образует вихрь, внутри которого располагается дуга. Часть воды испаряется и выбрасывается в виде струи плазмы, а остальная часть отводится, осуществляя, таким образом, охлаждение дуговой камеры и сопла. Можно, наконец, повысить температуру дуги, уменьшив сечение канала для течения плазмы, и, таким образом, сжав ее<sup>1)</sup>.

Обычно в плазменных двигателях этого типа дуга располагается не поперек дуговой камеры, а вдоль нее. При этом один из электродов, катод, выполняется, как и обычно, в виде стержня, тогда как анод представляет собой кольцевую пластину, через внутреннее отверстие которой плазма вытекает в сопло и затем наружу.

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, V, 1967, т. 4, № 5, стр. 685 и др.

Электроды изготовляют из вольфрама и различных других тугоплавких металлов, графита, а также меди и др. Как видно из рис. 47, такая конструкция двигателя облегчает создание вихря жидкости вокруг дуги, охлаждение стенок, а также регулирование расхода плазмы (путем

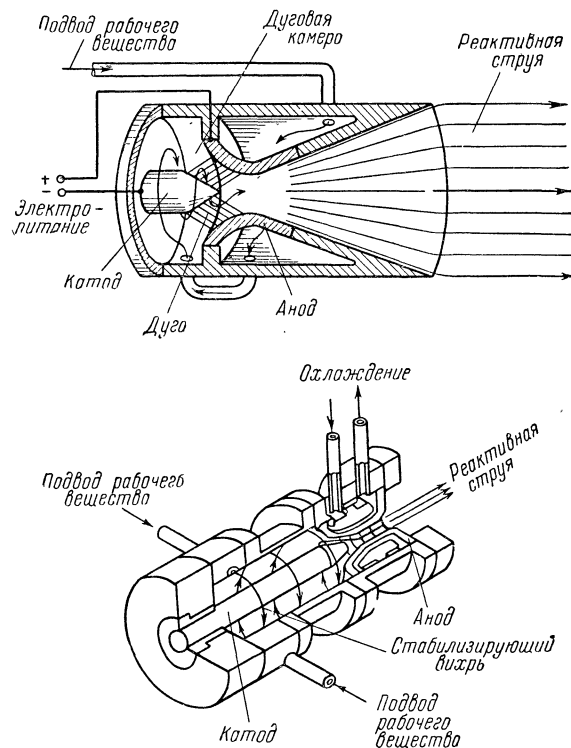


Рис. 47. Схемы электротермического двигателя со стабилизированной дугой (Interavia № 10, 1958; Scientific American III, 1961).

перемещения катода относительно анода). Мало того, как мы увидим ниже, она оказывается весьма полезной и в других отношениях.

Создание газового или жидкостного вихря вокруг дуги не позволяет ей расширяться при увеличении плотности электрического тока, или, как говорят, стабилизирует дугу (следует отметить, что электрическая дуга большой ин-

тенсивности обладает недостаточной устойчивостью). Экспериментально с помощью стабилизированной дуги были получены значения температуры плазмы, превышающей  $50\,000^\circ\text{C}$ . Понятно, что степень ионизации такой плазмы значительно выше, чем, например, в обычной сварочной дуге. В различного рода «плазматронах» и «плазмаджетах», применяющихся в США, температура вытекающей струи плазмы составляет обычно  $10\,000$ — $15\,000^\circ\text{C}$ . Такая и даже более высокая температура развивается в плазменной сварочной горелке с аргоном, созданной в Институте металлургии Академии наук СССР<sup>1)</sup>.

Плазма высокой температуры может быть получена и без помощи дуги, в частности, с помощью высокочастотного индукционного нагрева, т. е. воздействия электромагнитных волн высокой частоты, о чем упоминалось в предыдущей главе (опыты такого рода проводятся, в частности, в связи с термоядерными исследованиями<sup>2)</sup>), путем фокусирования мощных импульсов когерентного света, излучаемого лазером<sup>3)</sup>, нагрева газа в мощных ударных волнах<sup>4)</sup>, и др.

Еще об одном способе значительного повышения температуры плазмы также уже шла речь выше в связи с опытами по управляемым термоядерным реакциям. Этот способ заключается в пропускании электрического тока вдоль текущей струи плазмы; кстати говоря, приведенная выше схема плазменного двигателя с кольцевым анодом представляет удобства и для этой цели. Как во всяком электрическом проводнике, ток при разряде в струе плазмы течет в основном у самой поверхности, во внешних слоях. Но, как известно из школьного курса физики, на параллельно расположенные проводники, в которых течет в одном направлении электрический ток, действует сила, возникновение которой объясняется взаимодействием тока с создаваемым им цилиндрическим магнитным полем. Эта так называемая пондеромоторная сила нам уже известна, о ней говорилось выше — это сила магнитного давления,

<sup>1)</sup> «Наука и жизнь». V. 1960; об опытах с генераторами плазмы в СССР см. также «Оптика и спектроскопия», XI, 1962, т. 13, № 5, и др.

<sup>2)</sup> Science News, 24. XII. 1966. т. 90, стр. 534.

<sup>3)</sup> «Правда», 7 марта 1968 г.; New Scientist, 5. X. 1967, т. 36. № 565, стр. 40 и др.

<sup>4)</sup> New Scientist, 1. VII. 1965 и др.

сила Лоренца. Она направлена в данном случае так, что сближает проводники — мощный разряд через тонкостенную металлическую трубу вызывает ее сплющивание. В случае струи плазмы эта сила вызывает сжатие струи.

В результате такого быстрого магнитного сжатия температура плазмы сильно повышается и может достичь десятков и сотен тысяч градусов. Это явление носит название пинч-эффекта; мы очень часто являемся свидетелями возникновения пинч-эффекта в природе: ведь именно с ним связано такое величественное природное явление,

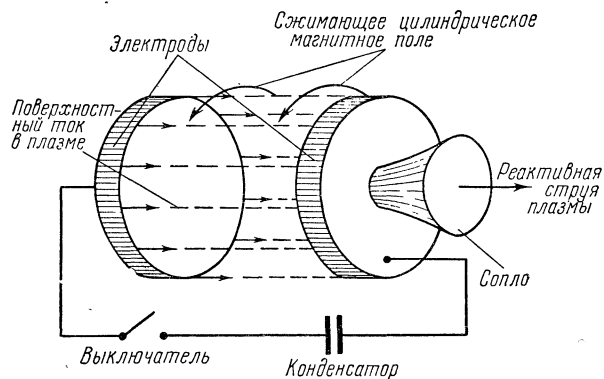


Рис. 48. Схема «пинчевого» плазменного электроракетного ускорителя (Luftfahrttechnik, 10. I 1961; Raketentechnik, № 3, 1961).

как молния. Здесь мы впервые встречаемся с силовым взаимодействием электрического и магнитного полей плазмы, столь характерным для плазменных ракетных двигателей (рис. 48). В этих двигателях рабочее вещество преобразуется в плазму, к ней подводится энергия с помощью электрического поля и она ускоряется с помощью магнитного поля, так что образуется высокоскоростная реактивная струя. Так складываются основные элементы любого плазменного двигателя (рис. 49).

Плазменные ракетные двигатели часто называют электромагнитными, что теперь вполне понятно. Но их называют часто и иначе — магнитогидродинамическими, или магнитогазодинамическими. Это объясняется тем, что явления, связанные с течением электропроводящей жидкости в магнитном поле, изучает новая, чрезвычайно быстро разви-

вающаяся и весьма перспективная наука, получившая название магнитогидродинамики, или магнитогазодинамики. А ведь именно эти явления лежат в основе работы плазменных двигателей, когда на арене появляется взаимодействие плазмы с магнитными полями.

Происхождение термина «магнитогидродинамика» совершенно очевидно. Гидродинамика — это наука о течении жидкостей; аэродинамика и газодинамика являются, по

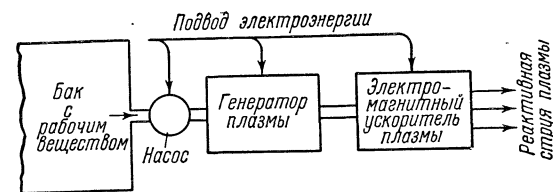


Рис. 49. Принципиальная схема плазменного электроракетного двигателя (Journal of the Aerospace Sciences, X, 1959).

существу, разделами этой науки, поскольку воздух и вообще любой газ — тоже жидкости, но только сжимаемые. При изучении движения жидкости гидродинамика имеет дело как со свойствами самой жидкости — ее вязкостью, плотностью и др., так и с действующими на нее силами — давлением, гравитации, инерции, трения. Но если жидкость электропроводна и движется в электромагнитном поле, то возникают дополнительные силы, действующие на жидкость, — электрические и магнитные. Это сильно усложняет законы движения жидкости и описывающие это движение математические уравнения. Законы такого движения и изучаются магнитогидродинамикой.

Выше было сказано о магнитогидродинамике как о новой науке. В действительности, правда, это не совсем так: ее возраст весьма почтенен, он уже превышает полстолетия. Эта наука зародилась как одна из областей астрофизики (правда, еще на полстолетия раньше ученые стали интересоваться явлениями в дуговом электрическом разряде, что, по существу, также является одной из отраслей магнитогидродинамики). Перед ней стояла задача изучения закономерностей движения в космических магнитных полях плазмы, в изобилии имеющейся во Вселенной. И сейчас космическая магнитогидродинамика успешно

развивается, все расширяя области своего применения — здесь и движение гигантских космических газовых туманностей, и физика атмосферы Солнца, и явления в земной ионосфере, включая полярные сияния и магнитные бури, и окружающий Землю ореол заряженных частиц.

Но пока магнитогидродинамика была космической, ею интересовались лишь небольшие группы ученых. Все попытки ее практического применения в других целях наталкивались на непреодолимые технические трудности — время еще не пришло. И только в последние годы, когда она «спустилась на Землю» и стала интересовать многие отрасли науки и техники, начался ее бурный расцвет, продолжающийся и в настоящее время. Ведь во всех упомянутых выше и других возможных случаях использования электромагнитных свойств плазмы — в ядерной физике, энергетике, аэродинамике, металлургии, ракетной технике, технологии и пр., — теоретической основой такого использования является магнитогидродинамика.

А теперь она стремится снова «возвратиться в космос», но уже совсем на иной основе, вместе с плазменными электроракетными двигателями. Кстати сказать, возможны и аналогичные плазменные электромагнитные прямоточные двигатели, в которых осуществлялось бы электромагнитное ускорение плазмы, образованной в двигателе, летящем на большой высоте с большой сверхзвуковой скоростью, в результате торможения в нем встречного потока воздуха<sup>1)</sup>. Об этом еще будет идти речь ниже.

Конечно, описанный выше простой пинч-эффект, примененный в плазменных двигателях для повышения температуры плазмы, является лишь простейшим методом использования магнитного поля в двигателях этого типа. Понятно, что помимо внутреннего магнитного поля, создаваемого электрическим разрядом в струе плазмы, можно воспользоваться и различного рода внешними магнитными полями. Это обстоятельство делает понятным большее разнообразие возможных и исследуемых в настоящее время схем электромагнитных плазменных ракетных двигателей<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> «Вопросы ракетной техники», 1962, № 2; AIAA Paper, 1966, № 66,926 и др.

<sup>2)</sup> Теоретическим и экспериментальным исследованием различных методов электромагнитного ускорения плазмы и характеристик плазменных ускорителей разных типов посвящено большое число работ

Практически во всех исследуемых типах таких двигателей ускорение реактивной струи осуществляется отчасти за счет тепловой энергии, сообщаемой ей, например, в дуге, а отчасти за счет энергии электромагнитного поля. Таким образом, эти двигатели являются как бы переходной ступенью от чисто электротермических к чисто электрическим, в которых разгон струи производится за счет лишь одного из упомянутых выше видов энергии, соответственно первого или второго.

Наглядным примером такого перехода от электротермических к электромагнитным двигателям, одновременно иллюстрирующим возможности, которые дает наложение внешнего магнитного поля на струю плазмы, может служить двигатель, предложенный сравнительно недавно (в 1964 г.)<sup>1)</sup>, но привлекающий значительное внимание за рубежом; он считается одним из самых перспективных из всех электроракетных двигателей. Работы по таким двигателям ведутся в США<sup>2)</sup>, ФРГ<sup>3)</sup>, Англии<sup>4)</sup>, Франции<sup>5)</sup>; в зарубежной литературе их называют обычно «магнитоплазмодинамическими». Как и в обычных электротермических двигателях, о которых шла речь в предыдущей главе, и здесь есть центральный катод и кольцевой анод, образующий сверхзвуковое реактивное сопло с привычной формой сопла Лаваля (рис. 50). Однако снаружи сопла можно видеть индукционную катушку, она-то и создает внешнее осевое магнитное поле; «внутреннее» поле создается самим током, текущим в плазме, которая генерируется электрической дугой (двигатели, в которых внешнего поля нет, получили название «термоионных», они близки по характеру рабочего процесса к «магнитоплазмодинамическим»). Описываемый двигатель иногда называют в литературе также «гибридным», считая его своеобразной «помесью» дугового электротермического и электромагнитного; действительно, в нем плазма разгоняется

советских ученых (Инженерный журнал, 1962, т. 2, вып. 3; Журнал технической физики, IX, 1966, т. 86, вып. 9, стр. 1626; «Авиация и космонавтика», VIII, 1965, № 8, стр. 64 и др.).

<sup>1)</sup> Space World, XI, 1965, стр. 21 и др.

<sup>2)</sup> Astronautica Acta, 1965, т. 11, № 2, стр. 97.

<sup>3)</sup> Flugwelt, 1965, № 12, стр. 980; 1967, т. 19, № 5, стр. 309.

<sup>4)</sup> New Scientist, 27. I. 1966 и 12. X. 1967, т. 36, № 566, стр. 74.

<sup>5)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967, № 12, стр. 305.



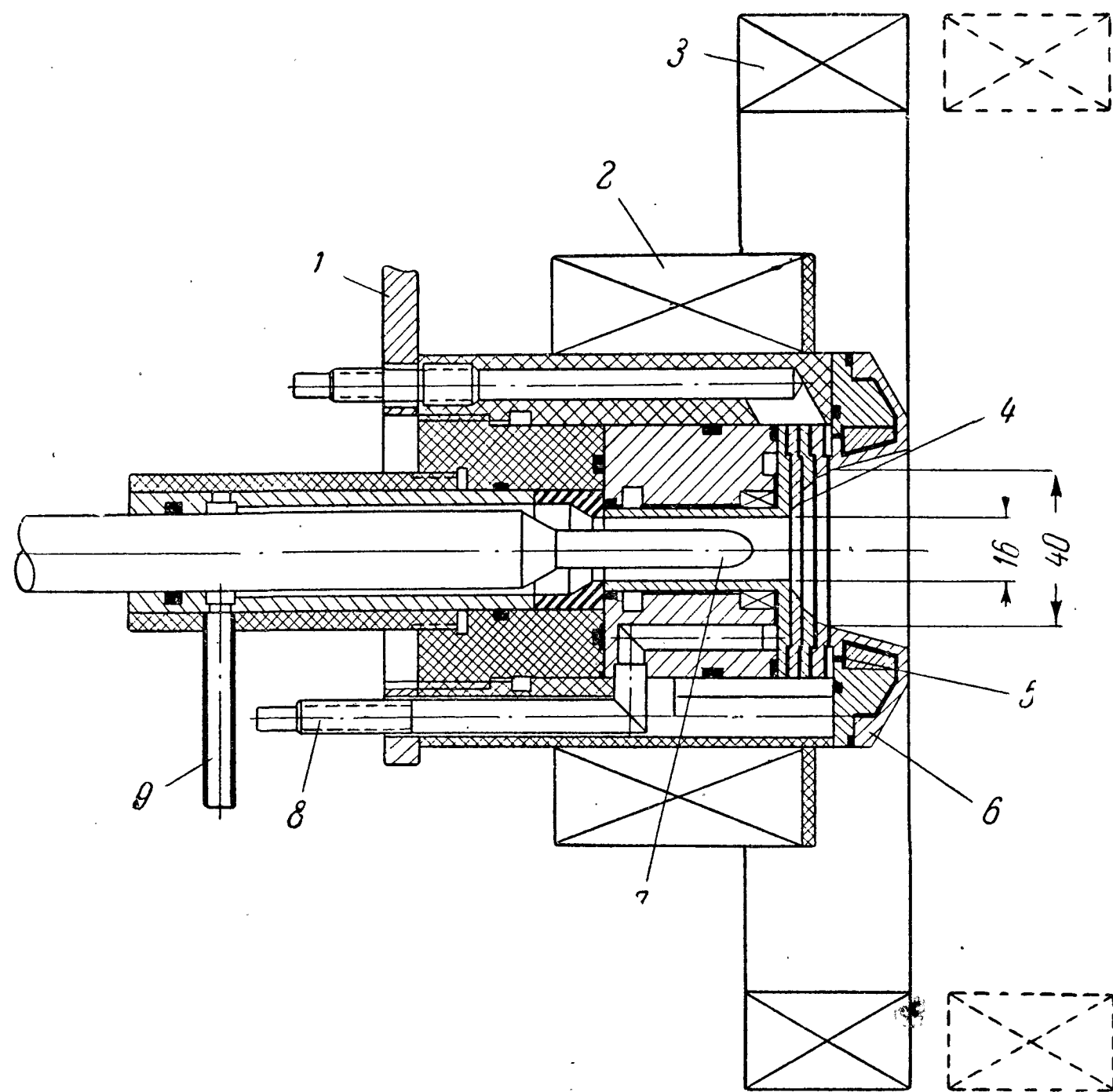
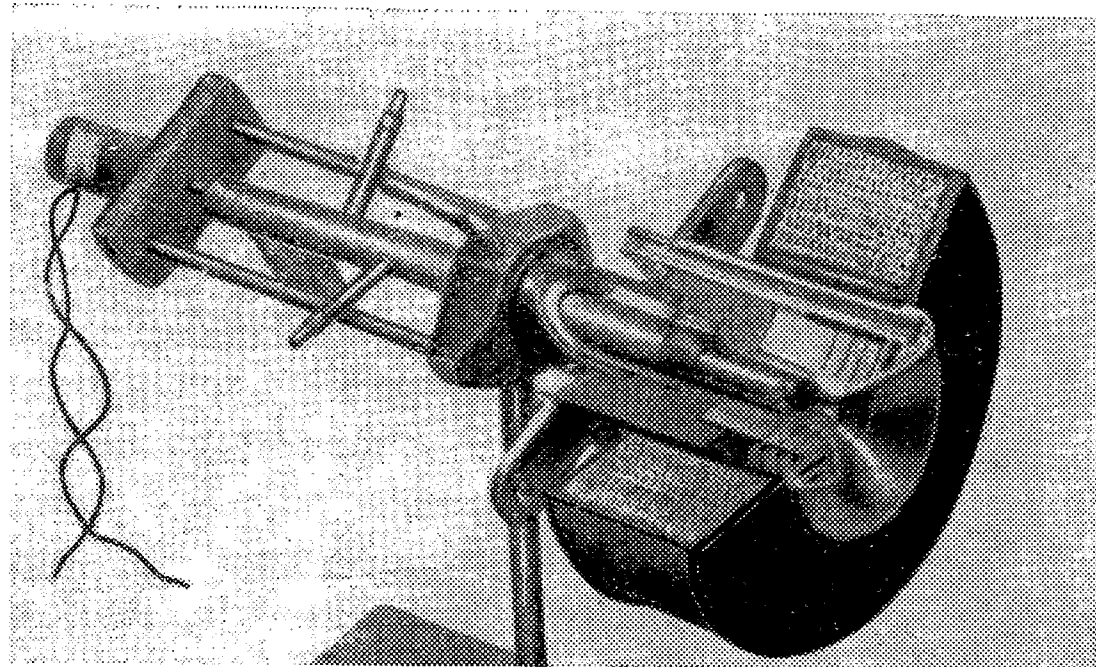


Рис. 50. Магнитоплазмодинамический «гибридный» электроракетный двигатель. Вверху — компоновка двигателя, внизу — его разрез.

1 — подвод тока, 2 — индукционная катушка (90 витков), 3 — вторая, подвижная магнитная катушка (показаны два ее положения), 4 — горловина реактивного сопла (электрически нейтральна), 5 — сегменты, образующие профиль сопла (электрически нейтральны), 6 — анод, 7 — катод, 8 — подвод охлаждающей воды, 9 — подвод рабочего вещества (Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, III, 1967, т. 13, № 3, стр. 54).

и в результате обычного газового (аэродинамического) давления, и под действием давления магнитного. Схема, иллюстрирующая возникновение лоренцовой силы, ускоряющей плазму при ее течении во внешнем магнитном поле, показана на рис. 51. Эта сила возникает в данном случае в результате взаимодействия с внешним магнитным полем так называемого поля Холла и токов Холла, появляющихся в плазме (о них уже упоминалось выше).

Эффект Холла, названный по имени обнаружившего его американского ученого, заключается в том, что при пропускании электрического тока вдоль металлической пластинки, помещенной в магнитное поле, на боковых гранях этой пластинки возникает разность электрических потенциалов и, таким образом, поперечный ток Холла. Поскольку плазма тоже электропроводна, то и в ней появляются радиальное электрическое поле и токи Холла, в основе которых, по существу, лежит сила кулоновского электростатического взаимодействия между электронами и ионами и все та же сила Лоренца. А взаимодействие электрического поля Холла с

внешним магнитным полем создает снова эту же лоренцову силу, ускоряющую плазму. Следует отметить, что такие, как их называют в литературе, ускорители Холла получили довольно широкое применение в разрабатываемых в последние годы электромагнитных двигателях. В данном двигателе ускорение плазмы происходит в результате комбинированного воздействия нагрева в дуге с последующим расширением в сопле, расширения в «магнитном сопле» (расширяющемся магнитном поле) и ускорения с использованием эффекта Холла.

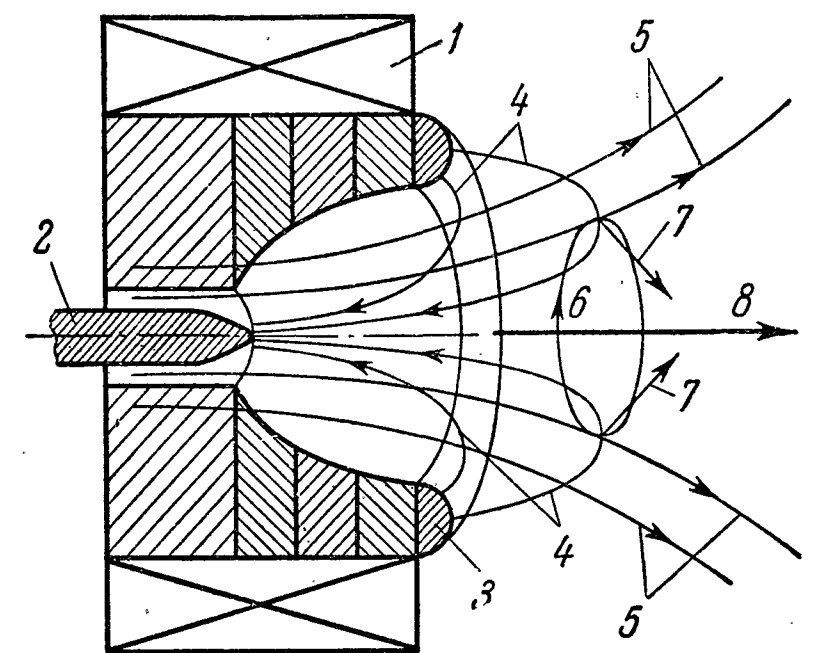


Рис. 51. Схема возникновения силы Лоренца при течении плазмы во внешнем магнитном поле магнитоплазменного ракетного двигателя.

1 — катушка, создающая магнитное поле, 2 — катод, 3 — анод, 4 — линии электрического тока, 5 — силовые линии магнитного поля, 6 — ток Холла, 7 — лоренцова сила, ускоряющая плазму, 8 — направление течения струи плазмы (Raumfahrtforschung, 1967, Н. 1, стр. 15).



На рис. 52 показан описываемый магнитоплазмодинамический двигатель на испытательном стенде. На фото видны и внутренняя магнитная катушка, и наружная подвижная, служащая для изменения в ходе эксперимента геометрии реактивной струи. Как изменяется форма струи,

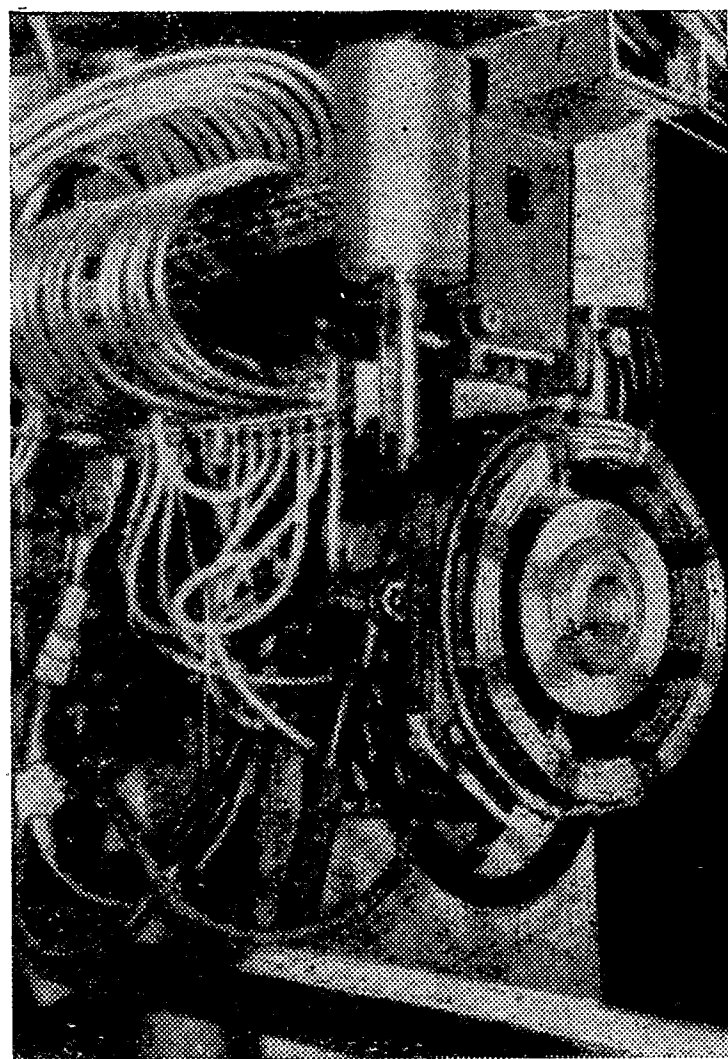


Рис. 52. Магнитоплазмодинамический («гибридный») электроракетный двигатель X9/40-16 на испытательном стенде (Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, III, 1967, стр. 56).

можно видеть на рис. 53; показаны три струи — без внешнего магнитного поля, с таким полем и с включенной наружной магнитной катушкой. При испытаниях двигателя, которые велись на водороде, гелии и аргоне в качестве рабочих веществ, были получены значения удельного импульса до 5000 сек (при других испытаниях, на водороде, до 10 000 сек<sup>1</sup>), а считается возможной величина до 20 000 сек<sup>2</sup>), тяга порядка 120—200 Г, к. п. д. порядка 30% (он может быть в дальнейшем увеличен). Мощность двигателя составляла 85 — 100 квт.

Нам не удастся здесь привести сколько-нибудь полный перечень изучаемых и разрабатываемых за рубежом типов элект-

<sup>1</sup>) Astronautica Acta, 1965, № 2.

<sup>2</sup>) Space World, XI, 1965, стр. 22.

<sup>3</sup>) Astronautics a. Aeronautics, II, 1966, стр. 73.

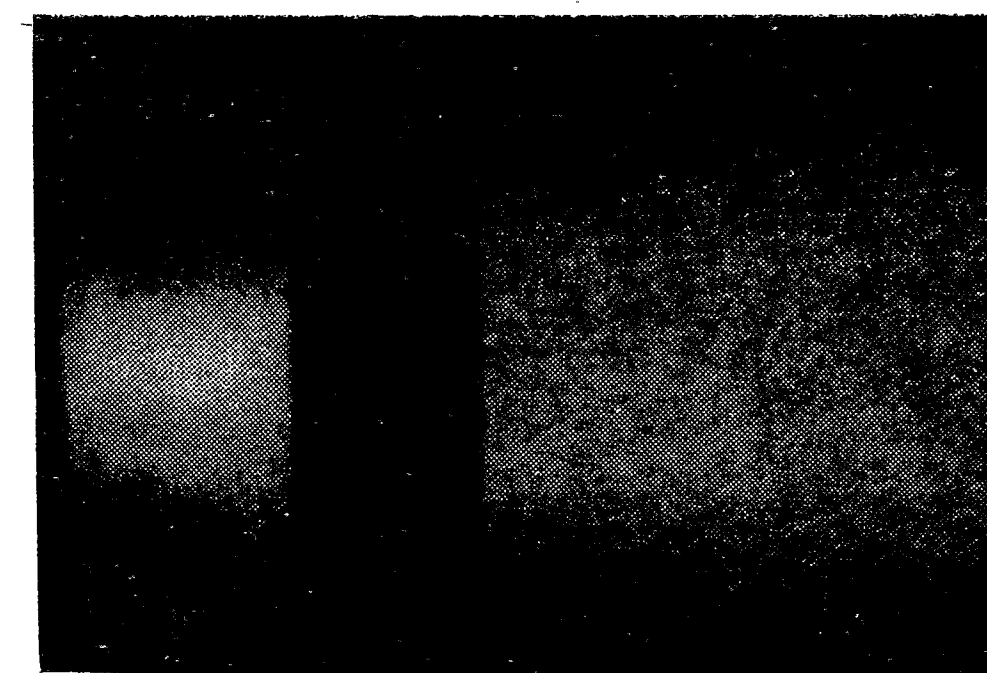
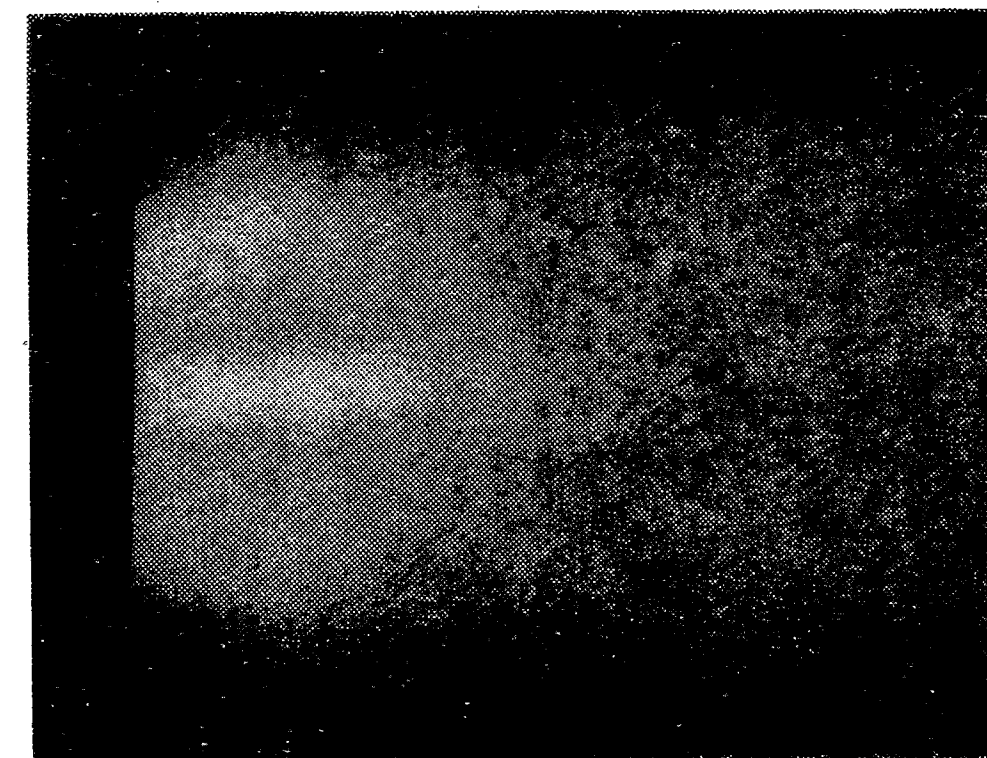
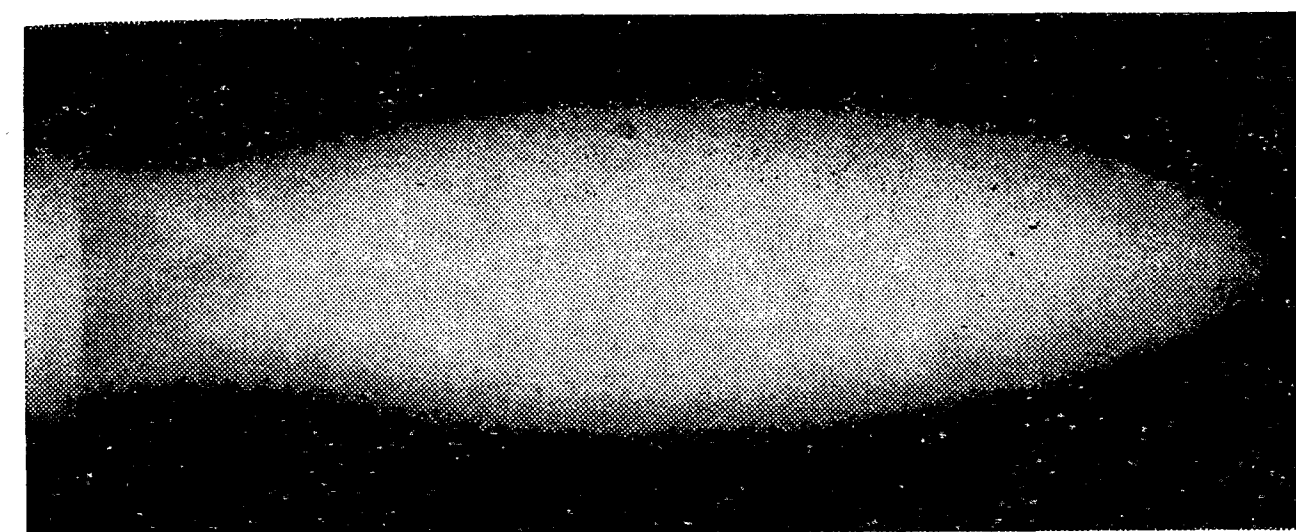


Рис. 53. Реактивная струя магнитоплазмодинамического двигателя. Сверху — без внешнего магнитного поля; в центре — с внешним магнитным полем (форма струи повторяет геометрию поля); внизу — та же струя с включенной второй, подвижной катушкой (она вышла на фото черной полосой) (Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, III, 1967, стр. 54).

переменного тока различной частоты и др., периодичностью или непрерывностью действия, установившимся или импульсным течением, характером рабочего вещества, величиной тяги и удельного импульса, конструктивными особенностями и т. д. Множество уже существующих и предложенных типов магнетогидродинамических ракетных двигателей можно разделить, например, на три большие группы, по аналогии с обычными электрическими двигателями, если считать, что в таких двигателях вращающийся якорь заменен струей движущейся плазмы<sup>1)</sup>. В соответствии с этим можно указать следующие типы магнетогидродинамических ракетных двигателей:

1) серийные двигатели (их иногда называют также импульсными или пинчевыми, как уже упоминалось выше), в которых один и тот же ток течет по плазме и образует магнитное поле;

2) шунтовые двигатели (их называют также двигателями со скрещенными полями), в которых ток, текущий через плазму, отделен от тока, генерирующего магнитное поле;

3) индукционные двигатели (иногда называемые также безэлектродными), в которых токи в плазме индуцируются переменным по времени магнитным полем, причем эти токи в свою очередь взаимодействуют с приложенным магнитным полем с целью разгона плазмы.

Мы приведем ниже примеры двигателей этих типов. Но такая классификация вовсе не является единственно возможной.

В частности, например, все предложенные типы плазменных двигателей можно разделить на две группы в зависимости от того, является ли их работа установившейся или импульсной. В одном из двигателей первого типа, так называемом электромагнитном ускорителе со скрещенными полями (т. е. шунтовом) (рис. 54), через непрерывно текущую в двигателе плазму так же непрерывно течет постоянный электрический ток и на нее действует постоянное магнитное поле. Если ток течет поперек струи плазмы, а магнитное поле действует поперек направления и тока и движения плазмы, то в соответствии с известными из школьного курса законами физики на поток плазмы будет действовать вдоль его оси постоянная ускоряющая си-

ла (этот принцип широко используется в так называемых электромагнитных насосах для перекачивания жидких металлов). Направление этой силы определяется известным правилом левой руки, которое используется обычно в случае электродвигателя. Это не удивительно, потому что

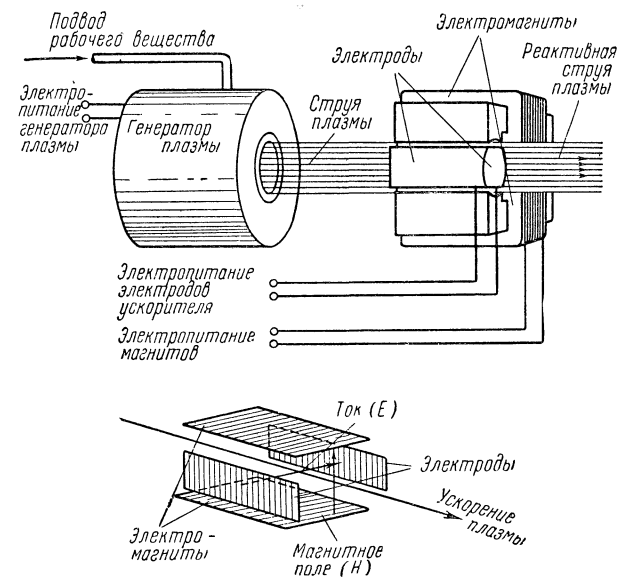


Рис. 54. Схема электромагнитного ускорителя со скрещенными электрическим и магнитным полями (шунтового или « $E \times H$ » ускорителя) (Wiss. u. Fortschr., I, 1967, стр. 37).

такой плазменный двигатель и представляет собой, по существу, аналогию обычного электродвигателя, в котором роль вращающегося якоря играет текущая плазма<sup>1)</sup>.

В принципе возможно создание аналогичного двигателя, работающего не на постоянном, а на переменном токе, что может дать некоторые эксплуатационные преимущества; в случае переменного тока направление магнитного поля должно, очевидно, также изменяться при изменении электрического поля, чтобы ускоряющая лоренцова

<sup>1)</sup> ARS Journal, XII, 1961; Astronautics, IV, 1962 и др.

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, IV, 1963; см. также «Прикладная математика и механика», 1961, № 25.

сила сохраняла одно и то же нужное направление. Ускорители плазмы подобного рода уже испытывались<sup>1)</sup>.

«Обращение» двигателя, как известно, дает генератор тока, что верно и в случае плазмы: обращенный плазменный двигатель и есть, по существу, плазменный или магнитогидродинамический, как его обычно называют, генератор тока (магнитное поле будет отклонять положительные ионы к одному, а электроны — к другому полюсу такого генератора, отчего во внешней цепи потечет ток). Энергетика связывает с таким генератором весьма большие надежды; он найдет, вероятно, применение и в космонавтике, о чем будет сказано ниже, в гл. 7. Кстати сказать, идея подобного генератора известна уже более 100 лет, но только теперь она стала технически реализуемой, — пришло и для нее время. Первые экспериментальные магнитогидродинамические генераторы уже испытывались в лаборатории, развивая значительную мощность. Ведущая роль в их развитии принадлежит нашей стране (см. гл. 7).

В другом типе плазменного двигателя с установившимся течением используется индукционный (т. е. безэлектродный) нагрев рабочего тела (это — двигатель индукционного типа; рис. 55) с помощью радиочастотной электроэнергии. Образовавшаяся плазма ускоряется затем с помощью того же электрогенератора в так называемом магнитном сопле под действием внешнего магнитного поля, вызывающего сжатие и ускорение струи<sup>2)</sup>. Ускорение плазмы с помощью радиочастотной электроэнергии может осуществляться и иначе. Если направить мощный пучок микрорадиоволн (т. е. высокочастотное электрическое поле) на газ, находящийся в постоянном продольном магнитном поле, то газ будет ионизоваться и превращаться в плазму. Взаимодействие этих двух полей заставит плазму вращаться и ускоряться; затем в магнитном сопле спиральное движение плазмы может быть преобразовано в прямолинейное с большой скоростью (рис. 56). Двигатель такого рода разрабатывается, в частности, фирмой Джeneral Электрик (США)<sup>3)</sup>.

В так называемом электромагнитном ускорителе бегущей волны, как видно по приводимой схеме этого двига-

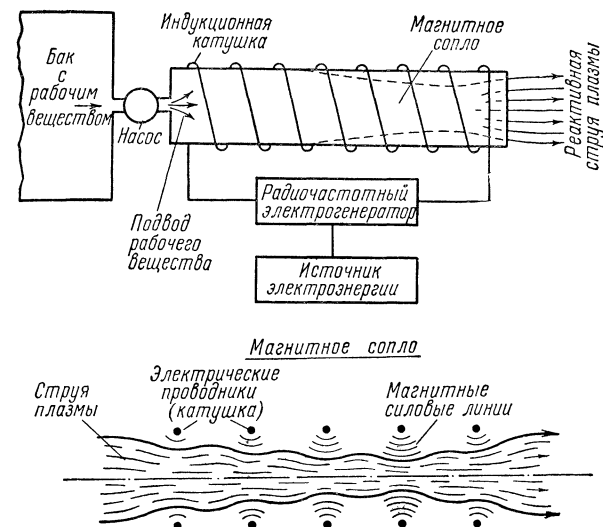


Рис. 55. Схема безэлектродного (индукционного) плазменного двигателя с магнитным соплом (Aeronautics, XI, 1959; Machine Design, 26. X 1961).

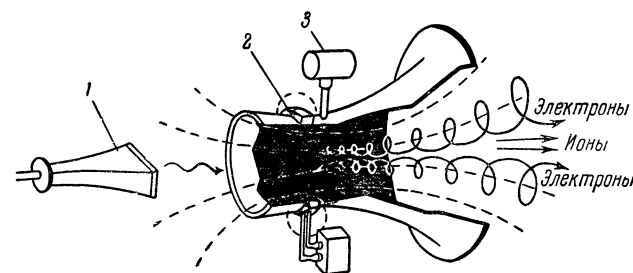


Рис. 56. Схема устройства микроволнового плазменного ускорителя по проекту фирмы Джeneral Электрик.

1 — рупорный высокочастотный излучатель; 2 — обмотка для создания постоянного магнитного поля; 3 — ввод рабочего тела.

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, I, 1966, стр. 141.

<sup>2)</sup> ETZ, 22. IV. 1963 и др.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 27. XI. 1961 и др.

теля (рис. 57), плазма, образуемая таким же методом высокочастотного индукционного нагрева, затем разгоняется с помощью наводимого многофазным радиочастотным генератором внешнего магнитного поля. Фазовая регулировка тока, образующего это поле, рассчитана так, чтобы вдоль трубки ускорителя по направлению к его

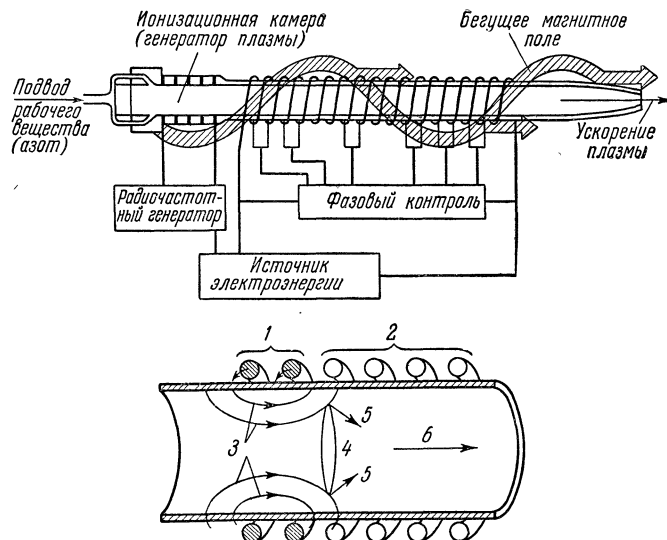


Рис. 57. Плазменный двигатель с бегущей волной. Сверху — общая схема двигателя; снизу — схема образования бегущей волны и ускоряющей лоренцовой силы.

1 — витки катушки, по которым течет ток, 2 — витки без тока, 3 — силовые линии магнитного поля, 4 — ток Холла, 5 — лоренцова ускоряющая сила, 6 — направление потока плазмы (Weltraumfahrt., 1964, Н. 2).

соплу непрерывно перемещались волны магнитного поля, вызывающие разгон заключенной между ними плазмы.

Двигатели импульсного типа часто называют общим термином «плазменные пушки» — они действительно как бы «выстреливают» время от времени порции плазмы. Такие «выстрелы» осуществляются с помощью циклически меняющегося по величине или же циклически появляющегося и исчезающего электрического поля, индуцирующего свое магнитное поле, или с помощью такого же переменного магнитного поля, создающего свое электрическое

поле<sup>1)</sup>. Так или иначе, эти взаимодействующие силовые поля и приводят к появлению ускоряющей пондеромоторной силы (силы Лоренца), увеличивающей кинетическую энергию струи плазмы. Величина тяги двигателя регулируется при этом частотой и интенсивностью повторяющихся импульсов.

Двигателем этого рода является уже упоминавшийся «пинчевый» ускоритель, являющийся, как указывалось выше, серийным. В этом случае циклически повторяющиеся

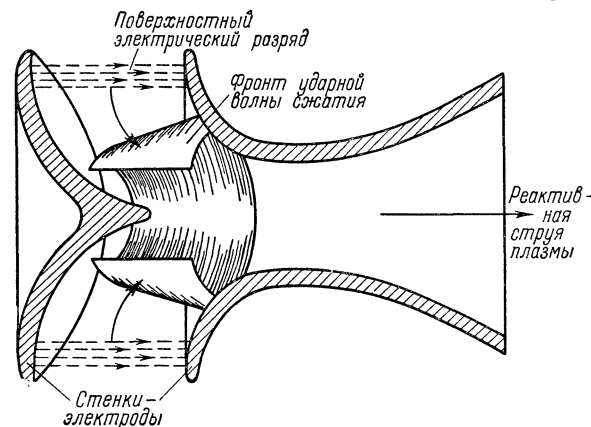


Рис. 58. Схема «пинчевого» Т-образного плазменного ускорителя фирмы Рипаблик (США).

разряды тока через рабочее вещество (для этого используются специальные конденсаторы-накопители заряда) сначала приводят к образованию плазмы (ионизуют и нагревают газ), а затем и внутреннего магнитного поля плазмы, сжимающего ее как бы под действием своеобразного «магнитного поршня» (этим термином обычно обозначают электрический разряд в тонком слое, пленке газа), создающего при этом ударную волну, заставляющую плазму вытекать с большой скоростью из разрядной камеры через сопло. Разряд — «выстрел» плазмой, «снова разряд и снова «выстрел»...

Для использования пинч-эффекта в плазменном электромагнитном двигателе иногда электроды дугового разряда выполняются в виде сопел (рис. 58) с тем, чтобы

<sup>1)</sup> Design News, 10. V. 1967, т. 22, № 10, стр. 206 и др.

радиальное движение плазмы, сжимаемой «магнитным поршнем», было преобразовано в осевое. При очень высокой скорости движения этого «поршня», достигающей 30 км/сек, перед ним образуется сильная ударная волна. За несколько микросекунд волна сжатия достигает центральной части сопла (как это показано на приводимой схеме), создавая в ней область с сильно повышенными давлением и температурой, вследствие чего плазма вытекает через сопло с большой скоростью.

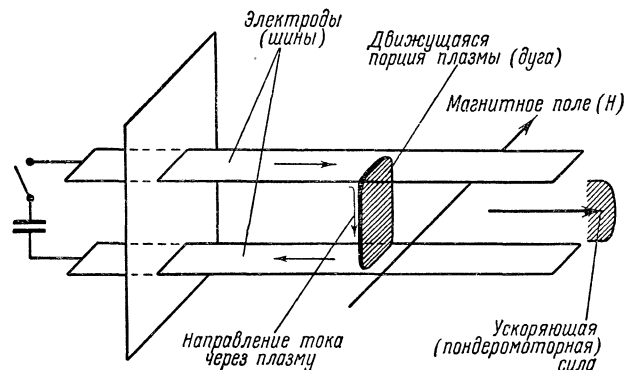


Рис. 59. Схема электромагнитного линейного ускорителя плазмы рельсового (шинного) типа (ARS Journal, X, 1959; ETZ, 22. IV. 1963 и др.).

Широко исследуются различного рода импульсные плазменные двигатели так называемого шинного или рельсового типа (рис. 59); иногда их называют линейными ускорителями. В них плазма разгоняется вдоль двух, как правило, довольно длинных шин — проводников тока, представляющих собой параллельные проволоки или пластины (модификацией этой системы является так называемый коаксиальный ускоритель, в котором шины заменены двумя соосными цилиндрами). Сгусток плазмы замыкает электрический контур между проводниками, а перпендикулярно к плоскости шин действует внешнее магнитное поле (следовательно, здесь также используются перекрещивающиеся поля). Под действием пондеромоторной силы сгусток плазмы, циклически образующийся в результате дугового разряда, разгоняется и стекает с концов шин (так же разгонялся бы и металлический проводник, сколь-

зящий по шинам). В зависимости от условий истечение может происходить по-разному: в виде сильно расширяющегося факела, струй или же в виде последовательных колец-тороидов плазмы, так называемых плазмOIDов<sup>1)</sup> (ускоритель называют в этом случае плазмOIDной пушкой; обычно плазма образуется из материала расходующихся электродов).

ПлазмOIDы напоминают кольца дыма, выпускаемые умелыми курильщиками, но они плывут в воздухе не плашмя, а боком. Да и, кроме того, к ним не совсем уместно применять термин «плывут», ибо их скорость достигает десятков и сотен километров в секунду. Каждый плазмOID представляет собой стянутое магнитным полем кольцо плазмы с текущим в нем током и образуется в результате расширения петли тока под действием собственного магнитного поля, иногда усиленного с помощью перемишек — металлических пластинок в электрической цепи (рис. 60). Этот метод усиления применяется и в плазменных пушках других типов. Опыты с шинными электромагнитными ускорителями проводятся как у нас в стране, так и в США (работы Бостика из Калифорнийского технологического института и др.). Модификацией этих двигателей являются небольшие «пуговичные» двигатели, исследуемые в США тем же Бостиком и др.

Некоторые из плазменных пушек аналогичны по устройству так называемым магнитогидродинамическим ударным трубам, используемым для целей гиперзвукового аэродинамического эксперимента. В них индуцируется тем или иным методом ударная волна, создаваемая быстро движущимся магнитным «поршнем». Часто для этого также используется расширение петли тока под действием собственного магнитного поля при электрическом разряде (рис. 61). Внешнее слабое магнитное поле наводится при этом лишь для изоляции плазмы от стенок трубы с целью уменьшения потерь энергии плазмы.

В ряде ускорителей типа плазменной пушки используется вращение порции плазмы вокруг оси. В таких двигателях (их иногда называют роторными магнитогидродинамическими ускорителями; рис. 62) первоначальное

<sup>1)</sup> Интересно, что у нас в стране еще в 1941 г. в Ленинграде проф. Г. И. Бабат создал «плазменную пушку», из которой выстреливались с большой скоростью плазменные кольца («Техника — молодежи», III, 1963).



вращение плазмы переходит в ее поступательное движение при выбрасывании плазменного кольца из двигателя под действием магнитного поля. При этом внешнее

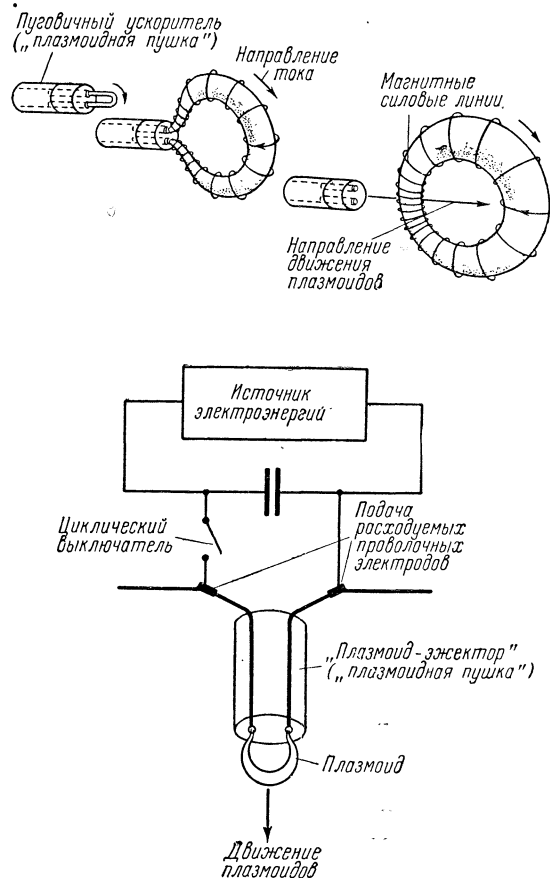


Рис. 60. Схема образования «плазмоидов» в электромагнитном двигателе. Внизу — схема двигателя. (Доклад В. Бостика на конференции по сверхвысоким температурам, США, 1958, «Вопросы ракетной техники», № 3, 1959).

магнитное поле играет большую роль, чем внутреннее, в отличие от приведенного выше ускорителя типа кольцевой магнитной ударной трубы.

Мы привели только некоторые примеры исследуемых в настоящее время плазменных двигателей, вовсе не зада-

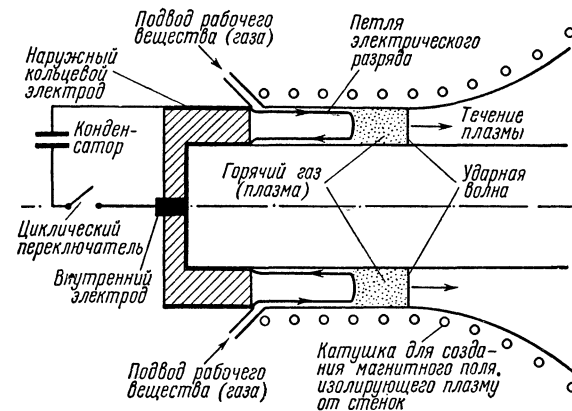


Рис. 61. Схема магнитогидродинамического ударного ускорителя с расширением петли тока.

ваясь целью дать их исчерпывающий обзор, который оказался бы чрезмерно обширным для нашей книги. Однако

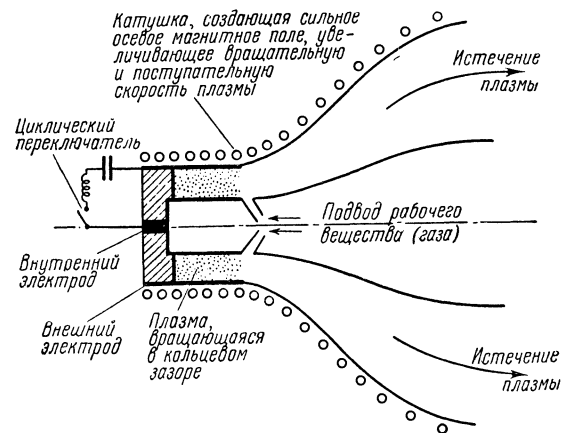


Рис. 62. Схема роторного магнитогидродинамического ускорителя (Astronautics, № 10, 1959).

и эти частные примеры показывают, как велико многообразие возможных схем плазменных двигателей. Следует

отметить, что уверенный аналитический расчет и оценка таких двигателей в настоящее время практически еще невозможны, хотя теоретические работы и публикуются в большом количестве. Это объясняется сложностью процессов взаимодействия плазмы с электромагнитными полями, еще далеко не до конца изученных магнитогидродинамикой (по существу, пока нет даже единой общей теории таких процессов).

Вот почему решающим в этой связи оказывается эксперимент, которому в настоящее время за рубежом уделяют огромное внимание. Следует отметить, что экспериментальные исследования плазменных (да и других электроракетных) двигателей связаны со значительными трудностями и требуют сложных установок и большого мастерства экспериментаторов. Причина этого как в малой величине тяги, высокой температуре плазмы, нестационарном характере явлений и других особенностях рабочего процесса двигателя, так и в множестве явлений, искажающих величину измеряемой тяги при испытании. В частности, такое искажение вводится вакуумной камерой, куда выбрасывается струя плазмы из испытуемого двигателя. Вот почему решающие испытания плазменных двигателей могут быть осуществлены лишь в космосе, в истинном полете ракеты.

Какие же значения удельного импульса возможны с помощью плазменных двигателей? Очевидно, эти значения должны быть более высокими, чем у простых электротермических двигателей, ибо в плазменных двигателях температура плазмы обычно бывает более высокой и, самое главное, кинетическая энергия плазмы в них повышается не только за счет тепловой энергии, подводимой к плазме, например в дуге, но и за счет магнитной энергии. Понятно, что скорость истечения плазмы получается при этом более высокой. Действительно, проведенные испытания плазменных двигателей показали, что величина удельного импульса для них находится в диапазоне 5000—10 000 сек (скорость истечения 50—100 км/сек)<sup>1)</sup>, что примерно на порядок величины больше, чем у простых электротермических двигателей и почти на два порядка по сравнению с термохимическими двигателями. Правда, эти

данные (меньшие значения относятся к двигателям с установленным течением, большие — к импульсным) можно считать только предварительными, но скорее можно ожидать, что указанные значения удельного импульса будут превзойдены. В частности, уже упоминавшийся выше американский ученый Бостик предполагает возможность повышения удельного импульса до 100 000 сек, что соответствует скорости истечения 1000 км/сек<sup>1)</sup>.

Это делает очевидным значение плазменных двигателей для космонавтики — с их помощью величина полезного груза космической ракеты может быть существенно увеличена, в особенности в случае длительного и дальнего полета.

Правда, тяга этих двигателей, как и электродуговых, невелика и не превышает, а обычно оказывается даже меньше килограмма. Но это общее свойство всех электроракетных двигателей, как уже указывалось выше, не является недостатком, исключающим их применение. В космосе, где потребная тяга может быть весьма малой, двигатель, способный развивать такую тягу в течение длительного времени, дней и месяцев, может оказаться весьма полезным.

О других характеристиках плазменных двигателей стоит сказать лишь несколько слов. В отношении к. п. д. этих двигателей, т. е. эффективности преобразования затрачиваемой электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи вытекающей плазмы, они близки к электротермическим. Как сообщается, полный к. п. д. этих двигателей находится в диапазоне 30—40%, но, вероятно, сможет быть повышен до 50% и более<sup>2)</sup>. Для «гибридных» магнитоплазодинамических двигателей, о которых шла речь выше, достигнутый при испытаниях к. п. д. приближается к 70%<sup>3)</sup>. В отношении весовых характеристик электромагнитные двигатели немногим уступают электротермическим. Однако такое отличие не является существенным, так как в основном вес любой электроракетной силовой установки определяется не самим двигателем, а необходимой для его работы энергоустановкой, о чем будет идти речь в гл. 7.

<sup>1)</sup> Г. А. Гродзовский, Ю. Н. Иванов, В. В. Токарев, «Механика космического полета с малой тягой», «Наука», 1966.

<sup>1)</sup> Astronautica Acta, V, 1962, т. 7, № 6.

<sup>2)</sup> AIAA Journal, VII, 1963.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 23. III. 1964, стр. 68.

Рабочее вещество плазменного двигателя должно, очевидно, обладать малой энергией ионизации, чтобы при нагреве до той же температуры обеспечивать максимальный удельный импульс. Весьма выгодным может оказаться, в частности, применение для этой цели железа, в особенности, если удастся использовать конструкционные элементы ракеты в соответствии с идеей Цандера.

Весьма серьезным недостатком электромагнитных плазменных, а также электротермических ракетных двигателей является эрозия сопел этих двигателей в результате течения по ним с огромной скоростью плазмы высокой температуры. В ряде опытов, проведенных в США, сопла Лаваля из разных материалов, от графита до вольфрама и молибдена, испарялись за доли секунды, когда через них протекал воздух с температурой  $9000^{\circ}\text{K}$ ; тепловой поток в горловине сопла составлял при этом  $400 \text{ кВт/см}^2$ . Для обеспечения надежности двигателя при длительной работе с высоким удельным импульсом эти проблемы эрозии и охлаждения должны получить удачное конструктивное разрешение.

За рубежом построен и испытывается в лабораториях ряд плазменных двигателей, разрабатываются двигатели, предназначенные для летных испытаний на ракетах. Характерно, что когда в 1960 г. Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США (правительственная организация, ведущая, а также координирующая все исследования в этих областях) должно было передать заказ на разработку плазменных двигателей двух типов (один из них тягой около 225 Г, другой — около 5 Г), на этот заказ претендовало 20 конкурирующих фирм. Фирма Рипаблик Авиэйшн в 1958—1961 гг. испытывала «пинчевые» плазменные двигатели, как маломощные — тягой от 5 до 50 Г с удельным импульсом от 700 до 9000 сек, — так и развивавший большую импульсную тягу, более 4000 кГ, но в течение весьма короткого промежутка времени, менее микросекунды. Такие циклы могут повторяться много раз в секунду. При частоте 500 циклов в секунду средняя тяга двигателя составляла 0,8 кГ. В двигателе фирмы, получившем обозначение ХЕ-1, также используется пинч-эффект. Тяга этого двигателя равна 4,5 Г, удельный импульс на разных режимах изменяется от 1000 до 7000 сек. На приводимой фотографии двигателя (рис. 63) видны 12 конденсаторов

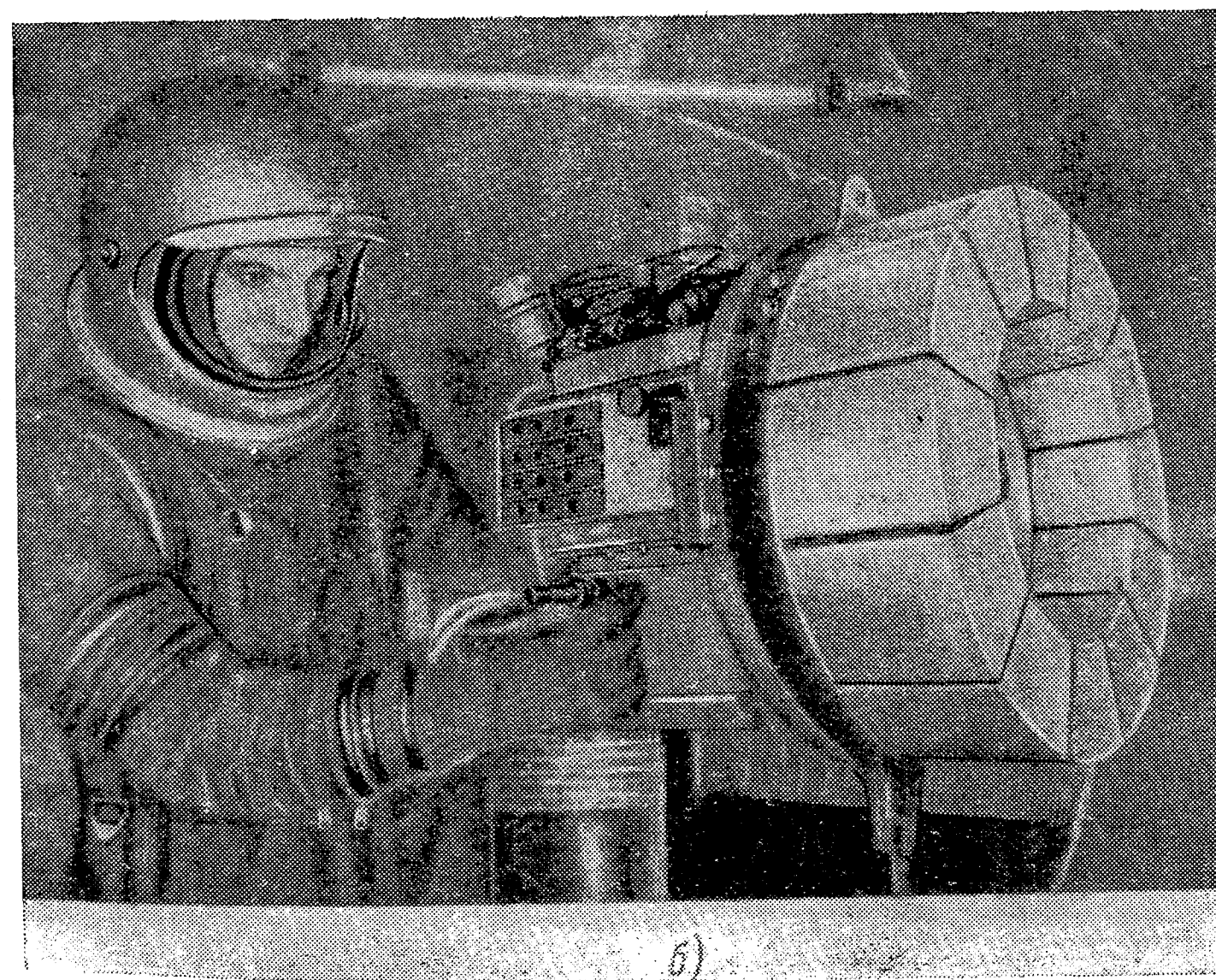
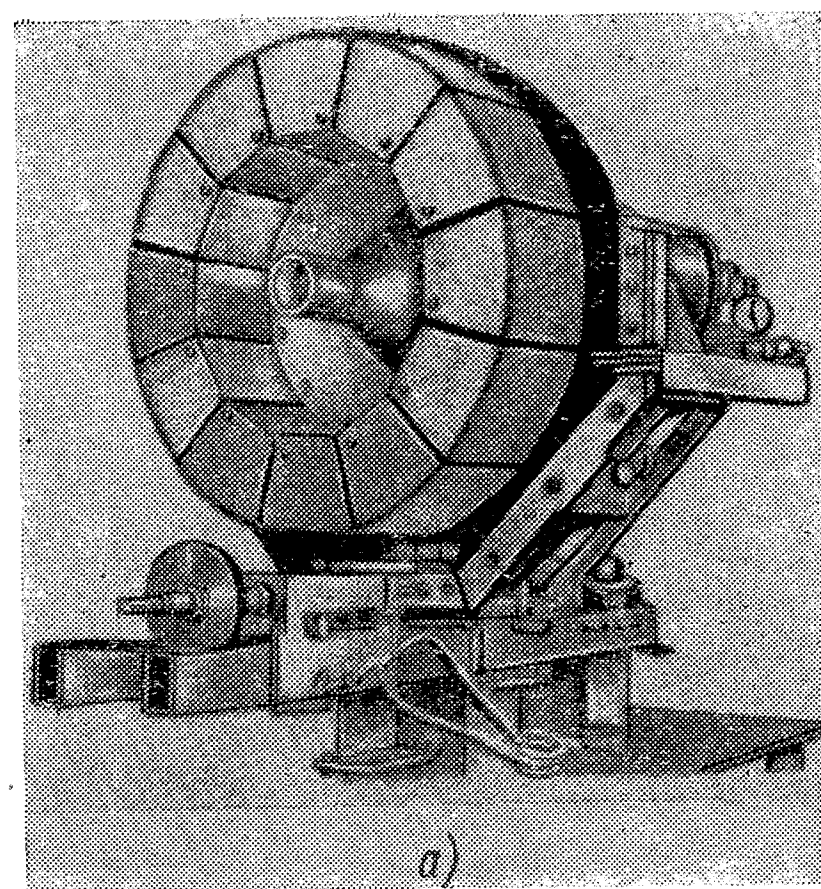


Рис. 63. Экспериментальные «пинчевые» плазменные ракетные двигатели фирмы Рипаблик (США). а) Двигатель ХЕ-1; б) ХЕ-1А (Missiles and Rockets, 2.X.1961; Flight, 6. VI. 1963).

ёмкостью по 10 мкф (напряжение 3000 в), расположенные по окружности вокруг сопла. Принципиальная схема этого двигателя была приведена на рис. 58.

На том же рис. 63 показан усовершенствованный вариант этого двигателя, созданный фирмой в 1961 г. и получивший обозначение ХЕ-1А. Тяга двигателя та же, но он снабжен автономным батарейным источником электропитания мощностью 1 квт. Длина двигателя 51 см, диаметр 61 см, вес 68 кг<sup>1)</sup>.

В 1960 г. фирма Гранд Централ Рокет (США) разработала проект пульсирующего плазменного двигателя тягой 13,5 кг с удельным импульсом 20 000 сек; двигатель должен иметь 150 тяговых камер — ускорителей плазмы, работающих с частотой 10 000 гц. Энергопитание этой силовой установки предполагается от атомной электросиловой установки весом 150 Т.

Фирма Джeneral Электрик испытывала непрерывно в течение 18,5 часа пульсирующий плазменный двигатель тягой в одном импульсе 45 Т. Другой подобный же двигатель фирмы с тягой 9 Г при частоте 1000 циклов в минуту (двигатель REPPAS III) наработал при испытании в барокамере 60 часов; к. п. д. этого двигателя мощностью 7 квт составил 32%, удельный импульс 5000 сек. Более поздняя модификация этого двигателя (модель А-7Д) испытывалась на стенде в течение 50 часов при том же значении удельного импульса и к. п. д. 67%<sup>2)</sup>; внешний вид и схема двигателя показаны на рис. 64.

На Международном астронавтическом конгрессе в Мадриде в 1966 г. фирма Джeneral Электрик сообщила о разработанном ею микроракетном плазменном двигателе на твердом рабочем веществе SPET<sup>3)</sup>. Двигатель пульсирующего типа с тягой от 1 до 100 мГ и удельным импульсом от 800 до 3000 сек<sup>4)</sup> (указывается, что возможен импульс до 4000 сек<sup>5)</sup>) предназначен для систем ориентации и стабилизации искусственных спутников. При стендовых испытаниях, длившихся несколько месяцев, было произведено более 1 млн. импульсов с частотой

<sup>1)</sup> Flight, 6. VI. 1963.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 5. IX. 1966.

<sup>3)</sup> Technology Week, 3. VII. 1967, стр. 22.

<sup>4)</sup> Raumfahrtforschung, I, 1967.

<sup>5)</sup> Space/Aeronautics, III, 1967, стр. 113.

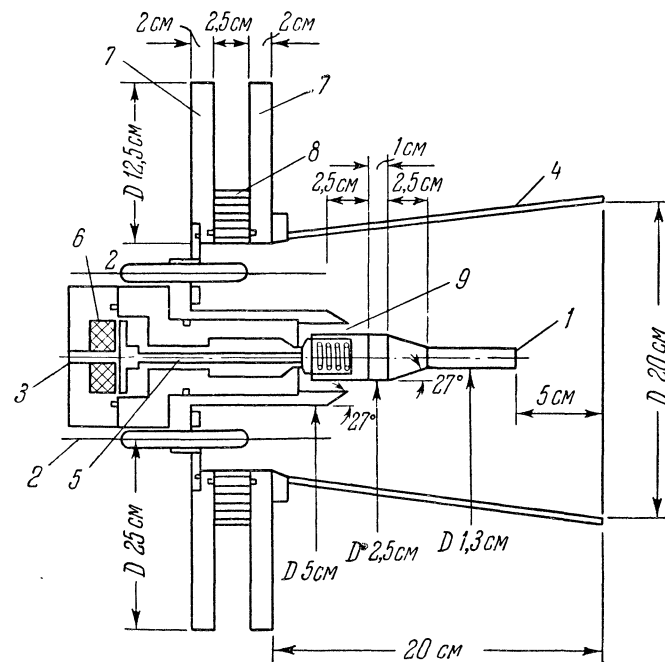
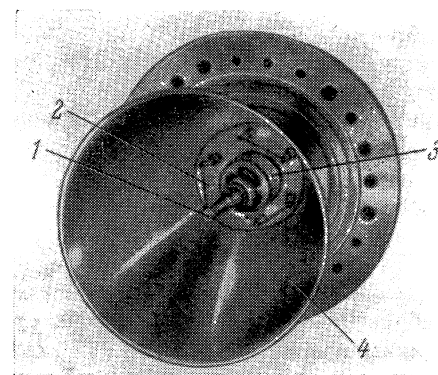


Рис. 64. Внешний вид и схема пульсирующего плазменного электроракетного двигателя Джeneral Электрик А-7Д.

1 — внутренний электрод (катод), 2 — триггерные (зажигающие) электроды, 3 — подача рабочего вещества, 4 — наружный электрод (анод), 5 — стержень клапана, 6 — катушка, 7 — фланцы, 8 — изолятор, 9 — кольцевое отверстие подачи рабочего вещества, зазор 6,5 мм (Aviation Week, 5. IX, 1966, стр. 101).

2 импульса в секунду, что соответствует работе двигателя в системе стабилизации синхронного искусственного спутника весом 270 кг в течение 26 месяцев<sup>1)</sup>. Особенности двигателя являются весьма малый собственный вес (менее 0,7 кг) и размеры всей установки (общий объем примерно 400 см<sup>3</sup>), причем собственно двигатель весит 0,45 кг и занимает объем примерно 33 см<sup>3</sup>), конструктивная простота и неприхотливость в эксплуатации, малая электрическая мощность (0,5—5 вт). В большой мере указанные особенности связаны с оригинальной системой подачи в двигатель рабочего вещества, которым служит тефлон (фторопласт), хранящийся в виде густой пасты (может применяться и взвесь твердого вещества в жидкости). Эта подача осуществляется специальным устройством с использованием капиллярных сил; затем рабочее вещество попадает на распределительную пластину, растекается по ней тонким слоем, поджигается триггерными электродами, а образовавшаяся плазма ускоряется затем в электромагнитном поле, которое создается системой ускоряющих электродов (рис. 65). В докладе на конференции по электроракетным двигателям в США в сентябре 1967 г. представители фирмы заявили о ресурсе двигателя в 10<sup>7</sup> импульсов и к. п. д. 67%<sup>2)</sup>. Близок к описанному и разработанный во Франции (фирмой Сюд-Авиасьон) микроракетный импульсный плазменный двигатель ITEM тягой примерно 0,11 Г с удельным импульсом 15 000 сек<sup>3)</sup>. В этом двигателе рабочее вещество уже действительно твердое — графитовый стержень; поверхностный электрический разряд в вакууме на этом стержне вызывает его эрозию с образованием облака графитовой плазмы, которая затем нагревается до 15 000°С и ускоряется системой электродов (рис. 66). Двигатель предназначен для использования в качестве ориентационного, а также корректирующего.

Фирма Рокет Рисерч (США) создала экспериментальный пульсирующий плазменный двигатель рельсового типа<sup>4)</sup>, показанный на рис. 67. Сверху и снизу на параллельные рельсовые электроды наложены стеклянные пластины, предотвращающие утечку рабочего вещества. По

<sup>1)</sup> Flight, 3. VIII. 1967, стр. 195.

<sup>2)</sup> AIAA Bull., 1967, т. 4, № 9, стр. 128.

<sup>3)</sup> Luftfahrttechnik, Raumfahrttechnik, II, 1965, № 2, стр. 31.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 5. II. 1962.

утверждению фирмы, при опытах в барокамере был достигнут к. п. д. двигателя 0,5—0,6 (предполагается его увеличение до 0,7—0,8) и удельный импульс в диапазоне

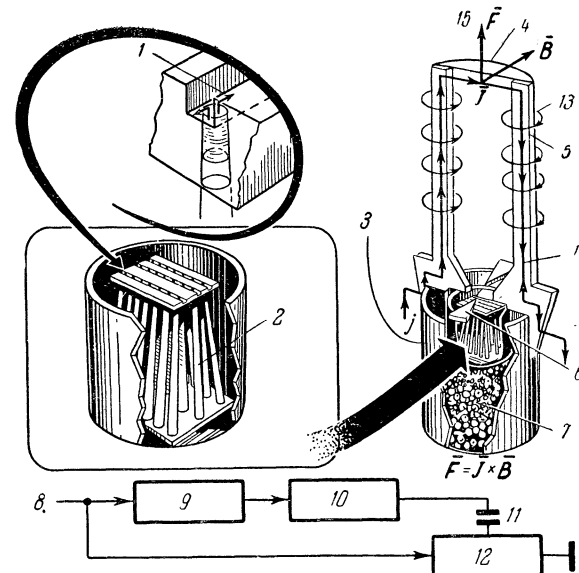


Рис. 65. Пульсирующий микроракетный электромагнитный двигатель SPET фирмы Джeneral Электрик. Внизу показана электрическая схема двигателя, слева — устройство подачи рабочего вещества в крупном масштабе.

1 — подача рабочего вещества на стеклянную или пластмассовую распределительную пластину, 2 — штифты подачи, создающие капиллярный эффект, 3 — пластмассовый пористый резервуар с рабочим веществом, 4 — экран, 5 — ускоряющий электрод, 6 — триггерный электрод, 7 — рабочее вещество высокой плотности с малой упругостью пара, 8 — электропитание, 9 — преобразователь тока высокого напряжения, 10 — конденсатор, 11 — двигатель, 12 — триггерный контур, 13 — силовые линии магнитного поля, 14 — ток в ускоряющих электродах, 15 — результирующая лоренцова сила, ускоряющая плазму (Raumfahrtforschung, I, 1967).

5000—10 000 сек. Двигатель предназначен для использования в системе ориентации искусственного спутника Земли: тяга двигателя равна примерно 5 мГ, его вес 2,7 кг, габаритная длина 610 мм, высота 213 мм<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Aviation Week, 20. III. 1967.



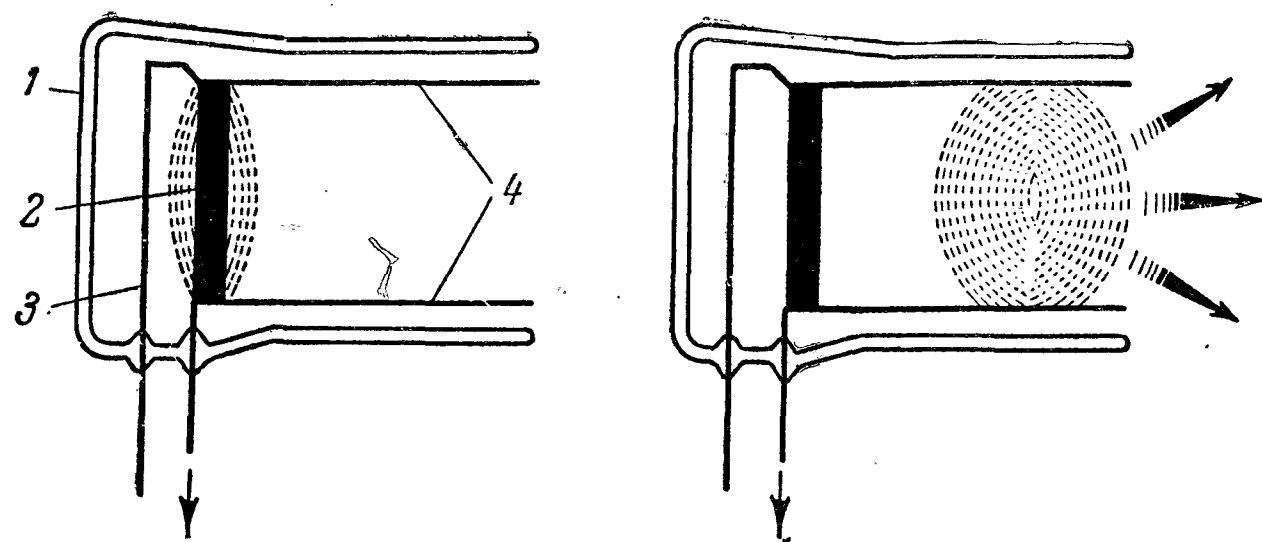


Рис. 66. Схема французского импульсного плазменного электроракетного двигателя ИТЕМ (фирмы Сюд-Авиасьон).

1 — корпус, 2 — графитовый стержень, 3 — подвод электро-энергии, 4 — направляющие рельсовые электроды (Luftfahrt-technik. Raumfahrttechnik, 1965, № 2, стр. 31).

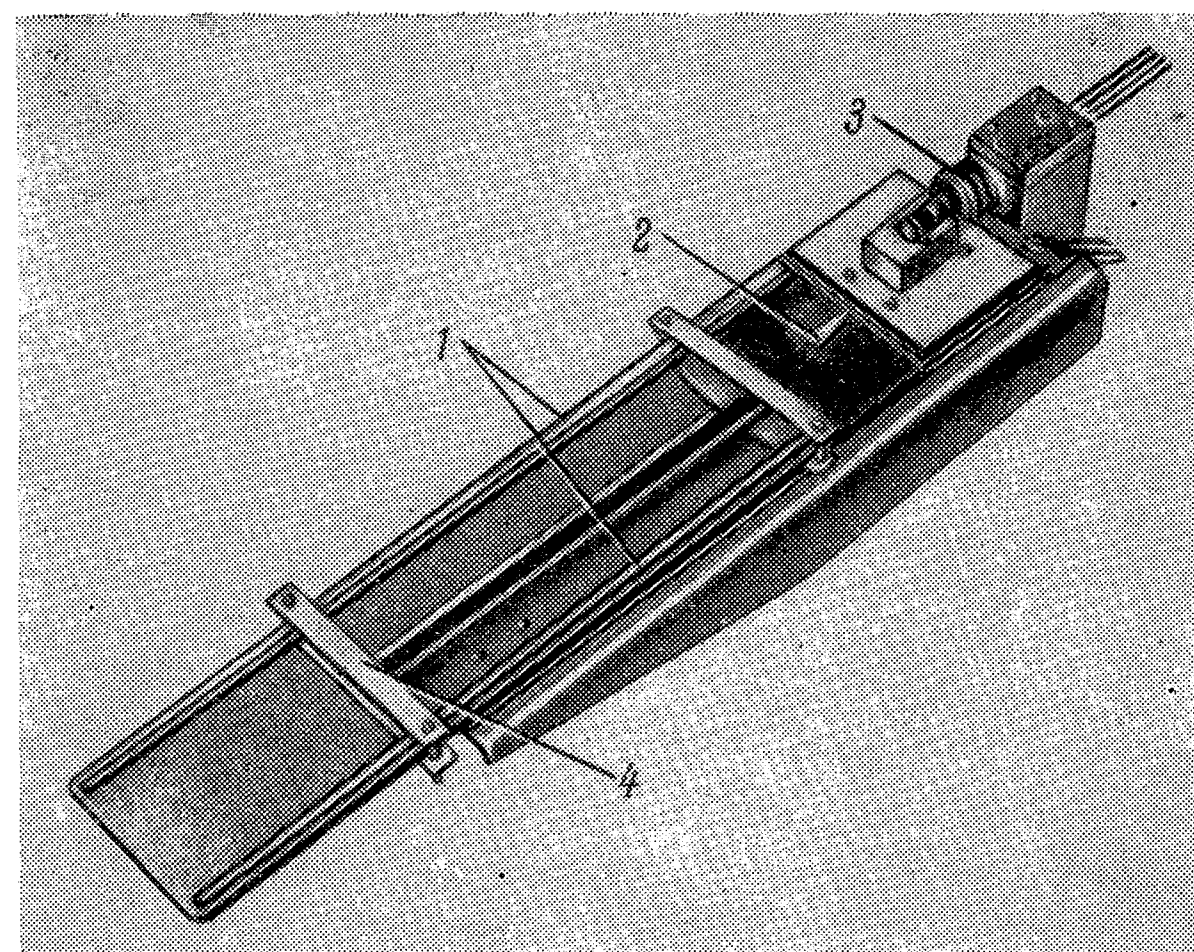


Рис. 67. Экспериментальный плазменный ракетный двигатель рельсового типа фирмы Рокет Рисерч (США).

1 — электроды; 2 — подача газообразного рабочего вещества; 3 — конденсатор; 4 — пружинные зажимы пластин.

«Гибридные» магнитоплазодинамические двигатели разрабатываются в США рядом фирм — Джанини, Авко, Электро-Оптикал Системз<sup>1)</sup> и др. Двигатель Джанини мощностью 176 кВт, работающий на водороде, развивал при испытаниях тягу 250 Г, двигатель мощностью 150—200 кВт — тягу до 227 Г, двигатель Электро-Оптикал Системз мощностью 70—90 кВт — тягу 150 Г; удельный импульс этих двигателей составлял 10 000—12 000 сек<sup>2)</sup>. Импульсный магнитоплазодинамический микроракетный двигатель, разработанный НАСА, испытывался в течение более 400 часов<sup>3)</sup>, развивая тягу 2—7 мГ при удельном импульсе до 1300 сек; двигатель предназначен для системы ориентации и стабилизации искусственных спутников<sup>4)</sup>.

Все электромагнитные двигатели, разрабатываемые за рубежом, находятся, по существу, в экспериментальной стадии. Советские ученые впервые в мире испытали плазменные электроракетные двигатели в реальном космическом полете. Шесть таких двигателей было установлено в системе ориентации советской автоматической межпланетной станции «Зонд-2», запущенной в декабре 1964 г.<sup>5)</sup>. В период с 8 по 18 декабря, когда станция находилась на большом расстоянии от Земли (18 декабря к 22 часам это расстояние достигло 5 млн. 370 тыс. км), по радиокоманде с Земли система ориентации станции была переключена на плазменные двигатели, которые в течение длительного времени поддерживали заданное положение станции относительно Солнца<sup>6)</sup>. Электрическое питание двигателей осуществлялось от солнечных батарей. Так впервые практически была доказана работоспособность плазменных двигателей в космосе.

Чтобы закончить главу о плазменных двигателях, хотелось бы подчеркнуть вот какое обстоятельство. Из всего изложенного у читателя могло сложиться представление о плазме как о газе, нагретом до весьма высокой температуры. Между тем это вовсе не так. Верно, что

<sup>1)</sup> Research, X, 1967, т. 18, № 10, стр. 54.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 23. III. 1964.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 10. IV. 1967.

<sup>4)</sup> Technology Week, 20. III. 1967.

<sup>5)</sup> Сообщение ТАСС, «Правда», 19 декабря 1964 г.

<sup>6)</sup> «Известия», 19 декабря 1964 г., статья акад. М. Д. Миллионщикова.

сильный нагрев газа превращает его в плазму. Верно и то, что в плазменных двигателях обычно имеют дело именно с такой плазмой. Но нагрев газа хоть и самый распространенный, но вовсе не единственный способ получения плазмы.

Плазму, с которой приходится иметь дело в электромагнитных ракетных двигателях, в науке считают низкотемпературной. Действительно, что значат тысячи и даже десятки тысяч градусов по сравнению со многими миллионами градусов высокотемпературной плазмы в недрах звезд? Однако возможна и еще более «холодная» плазма, причем она не только встречается в природе (в частности, подобной плазмой заполнено пространство между галактиками; астрономы называют ее межгалактической плазмой), но и используется в технике.

В частности, например, в США создана низкотемпературная сверхзвуковая аэродинамическая труба с плазмой паров ртути, создаваемой путем высокочастотного возбуждения в вакууме, равном примерно 10 мм рт. ст. В результате воздействия радиочастотного электромагнитного поля атомы ртути, текущей в сопле Лавала, ионизируются и образуется плазма, однако температура ее невелика, порядка 450°С. Высокоскоростная струя плазмы, образующаяся при расширении и ускорении в сопле Лавала, используется для осуществления газодинамического эксперимента.

Этот пример показывает, что для электромагнитного ускорения плазмы она вовсе не обязательно должна иметь высокую температуру. Вполне возможен и широко применяется и «холодный» разгон.

Но здесь мы вступаем в область «холодного» электричества, которому посвящена следующая глава.

## ОТ «ГОРЯЧЕГО» К «ХОЛОДНОМУ» ЭЛЕКТРИЧЕСТВУ

Обе предыдущие главы были посвящены электрическим ракетным двигателям, в которых электрическая энергия сообщается рабочему веществу двигателя в виде тепловой энергии, полностью — в случае дуговых электротермических двигателей, частично — в случае двигателей плазменных, электромагнитных. Но обязательно ли это?

Во всех плазменных двигателях, как мы видели, рабочий процесс включает в себя в качестве первого этапа получение высокотемпературной плазмы. Затем следует разгон плазмы до больших скоростей с использованием как термодинамического расширения горячей плазмы в сопле, так и ее ускорения под действием пондеромоторной силы, т. е. в результате взаимодействия плазмы с электромагнитным полем.

Вспомним, однако, замечание, сделанное в конце предыдущей главы. Оно касалось возможностей получения низкотемпературной плазмы. И действительно, образование плазмы вовсе не обязательно требует разогрева газа до высоких температур. Наука и техника знают много других методов ионизации газа, когда его температура изменяется мало.

Но легко видеть, что возможности электризации газа в холодном состоянии открывают и новые перспективы в области разработки электроракетных двигателей. Ведь каждому ясно, что «холодное» электричество обладает несомненными достоинствами, поскольку свободно от проблем воздействия высоких температур на конструкцию двигателя, столь важных, если не решающих, для двигателей, использующих высокотемпературную плазму.

Мало того, как мы увидим ниже, оно открывает и новые возможности ускорения рабочего вещества под

действием электрического поля. Конечно, и в этом случае возможно электромагнитное ускорение, но оно оказывается значительно более сложным (в частности, потому, что требует очень точного регулирования мощного магнитного поля для обеспечения прямолинейности движения ускоряемых частиц).

Действительно, вспомним, как создается ток в обычном электрическом проводнике, например металлической проволоке. Особенностью всякого хорошего проводника, в том числе и проволоки из металла, является наличие в нем большого числа так называемых свободных электронов. В целом, конечно, металлическая проволока электрически нейтральна, как и плазма, но в ней также имеется огромное количество свободных электрических заряженных частиц. Правда, в плазме такими частицами являются и тяжелые ионы, и легкие электроны; и те и другие движутся свободно, хаотически, во всех направлениях со скоростью тем большей, чем выше температура плазмы. В металле так способны передвигаться лишь электроны, ионы же лишь колеблются относительно некоторого фиксированного положения в кристаллической решетке. Поэтому металлический проводник можно представить себе в виде некоего «электронного газа», омывающего слегка вибрирующую кристаллическую решетку, служащую как бы костяком, скелетом металла. Такой электронный газ состоит из внешних электронов, срывающихся с электронной оболочки каждого атома, превращая его, таким образом, в ион, и является как бы общей, коллективной «собственностью» всех атомов в металле.

Свободные электроны в обычном состоянии располагаются у самой поверхности проволоки. Что заставляет эти свободные частицы «забыть» о своей свободе двигаться хаотически во всех направлениях, как это происходит с молекулами газа, и сконцентрироваться в верхнем слое металла?

Причиной этому являются хорошо известные из школьного курса физики так называемые электростатические, или кулоновы силы. Между электрическими зарядами возникают силы взаимодействия — одноименные заряды отталкиваются, а разноименные притягиваются друг к другу. В соответствии с законом Кулона, открывшего и исследовавшего это явление, указанные электростатические силы пропорциональны величине зарядов и обратно про-

порциональны квадрату расстояния между ними. Вот эти-то силы и расталкивают электроны так, чтобы удалить их возможно дальше друг от друга, а это значит, что электроны вынуждены забираться под самый «потолок», к внешней поверхности проволоки. Но электроны можно заставить и перемещаться вдоль проводника организованно, в одном каком-нибудь преимущественном направлении. Для этого, как известно, достаточно включить проводник в электрическую цепь, т. е. приложить к нему некоторое электрическое напряжение (разность потенциалов). В результате в проводнике возникнет электрическое поле, и под его действием электроны будут смещаться в одну сторону — именно от катода к аноду. Величина этой электродвижущей силы равна произведению заряда электрона на напряженность электрического поля.

Но похожие явления будут, очевидно, происходить и в ионизованном каким-либо методом газе. Если такой газ окажется в сильном электрическом поле, то находящиеся в нем электроны начнут двигаться в одном направлении, а положительные ионы (отрицательные ионы, образованные путем присоединения к атому дополнительного электрона, будут, очевидно, двигаться так же, как и электроны, но их число обычно очень незначительно) в противоположном. При достаточной напряженности поля ускорение заряженных частиц может оказаться весьма значительным, как это требуется в случае реактивной струи ракетного двигателя.

Примером простейшего электростатического ракетного двигателя может служить обыкновенная... иглолка. Если в проушину этой иглолки вдеть оголенный проводник, связанный с отрицательным зажимом генератора электрического тока или катодом электрического элемента, то при достаточном напряжении этого источника тока иглолка поведет себя как заправский реактивный двигатель. Для этого достаточно, например, воткнуть такую иглолку в плавающую на воде пробку — такой «кораблик» сейчас же начнет плыть, двигаться в направлении от острия иглолки к проушине. Какая сила толкает кораблик? Реактивная сила, которая создается иглолкой, превратившейся в двигатель. Эта реактивная тяга образуется потоком электронов, стекающих с острия иглолки. В наличии такой струи электронов легко убедиться и иначе — этот «электрический

ветер», увлекающий с собой воздух, способен иногда задуть пламя свечи.

А какая сила сгоняет электроны с острия иголки? Все та же электростатическая сила отталкивания, которая сначала загоняет электроны на самое острие, а так как на острие даже электронам в большом числе все же «неуютно», то они начинают массами покидать иголку, стекая с острия под действием электрической силы. Увлекая с собой молекулы воздуха (точнее говоря, эти молекулы сначала поляризуются в электрическом поле, затем притягиваются к иголке и только потом отталкиваются от нее), электроны и создают «электрический ветер».

Такой «ветер» иногда обходится в копейку, как это происходит, например, в случае так называемого «коронного разряда» проводов высокого напряжения. Но он же может сослужить и хорошую службу. На некоторых современных самолетах можно видеть выступающие сзади крыла тонкие металлические стержни. Оказывается, они во всех отношениях напоминают нашу иголку — с них тоже стекают электроны. Но реактивная тяга здесь ничтожна по величине. Эти стержни служат для того, чтобы путем разряда с них отвести накапливающееся на самолете в полете статическое электричество, которое может в ином случае привести к крупным неприятностям, например вызвать пожар на самолете. Используется «электрический ветер», например, и для того, чтобы отделять пустую породу от металла на обогатительных фабриках, и в ряде других случаев.

Между прочим, многие читатели могут при желании найти модель электростатического ракетного двигателя... у себя в комнате. Это кинескоп телевизора. Если бы в центре экрана кинескопа было небольшое отверстие, через которое поток электронов мог вытекать наружу, то наличие был бы классический электростатический ракетный двигатель. Правда, его тяга была бы совершенно ничтожной, во многие миллионы раз меньшей, чем необходимо для электроракеты и, конечно, эта сила не смогла бы заставить телевизор летать по комнате! За двухчасовую передачу в экран кинескопа ударяется огромное число электронов, примерно  $5 \cdot 10^{17}$ , но их общая масса равна всего  $4 \cdot 10^{-10}$  г. Конечно, такая ничтожная масса не создает сколько-нибудь заметной тяги даже при огромной скорости истечения.

Так как реактивная сила есть произведение секундной массы вытекающих из двигателя частиц на их скорость, то ясно, что при использовании электростатического ускорения частиц для создания реактивной струи важно ускорение не легких электронов, а значительно более массивных ионов (например, ионы металла цезия, который часто используется для этой цели, почти в 250 000 раз тяжелее электронов). Так определяется идея так называемых электростатических, или ионных, как их часто называют, ракетных двигателей. Двигателям такого рода в последнее время уделяется за рубежом весьма большое внимание.

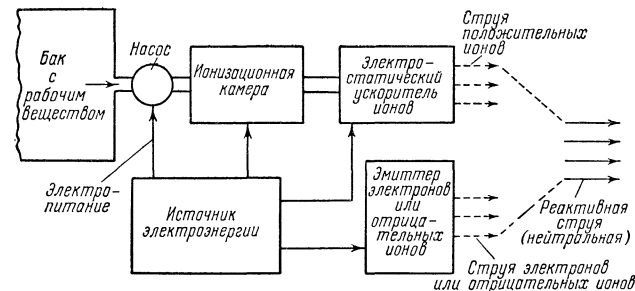


Рис. 68. Схема электростатического ракетного двигателя (ARS Journal, X, 1959).

Очевидно, в любом электростатическом двигателе должно иметься устройство для ионизации рабочего вещества и устройство для электростатического ускорения образующихся ионов (рис. 68). Но, как можно видеть, требуется и еще одно, третье устройство, служащее для электрической нейтрализации потока вытекающих из двигателя ионов. Ведь если такого устройства не будет, то облако положительных ионов, выброшенных с большой скоростью из двигателя, вскоре приведет к возникновению сильного пространственного заряда за двигателем. Поле этого заряда будет противодействовать истечению все новых ионов, уменьшая их скорость, пока, наконец, такое истечение не прекратится вовсе (будут действовать все те же электростатические силы отталкивания).

Необходимость в указанной нейтрализации является одной из неприятных особенностей ионных двигателей, как мы увидим ниже. Ведь если бы такой необходимости не было, то достаточно было бы только осуществлять

истечение (в любом месте и направлении) электронов с тем, чтобы при работе двигателя сам летательный аппарат оставался электрически нейтральным.

Пожалуй, наиболее сложной частью ионного двигателя является источник ионов, т. е. устройство, в котором нейтральные частицы рабочего вещества преобразуются в поток ионов и электронов. Сложность ионного источника связана не с тем, что методы ионизации плохо изучены или недостаточно освоены. Таких методов наука знает много, некоторые из них хорошо освоены практически и применяются в разных отраслях техники. Дело в другом, именно, в требованиях, которые предъявляются к конструкции ионного источника. В этом случае такой источник устанавливается не где-нибудь в лаборатории и не представляет собой элемент какой-нибудь экспериментальной установки, вроде, например, ускорителя заряженных частиц в лабораториях ядерной физики, а является частью ракетного двигателя. Поэтому ионный источник должен быть очень легким и вместе с тем исключительно надежным (ведь ионный ракетный двигатель должен работать многие недели или даже месяцы подряд), должен быть высокоэффективным, т. е. потреблять мало электрической энергии, и обладать малыми размерами. Легко видеть, что перечисленные требования не только сложны сами по себе, но и противоречат одно другому. И все же, конечно, необходимые ионные источники должны быть созданы, и они уже успешно разрабатываются.

За последние полвека физиками разработано много методов ионизации, но указанные выше жесткие требования к ионным источникам ракетных двигателей сильно ограничивают число таких методов, пригодных для нашего случая. Мы рассмотрим только те, которые можно считать наиболее перспективными для применения в ионных ракетных двигателях. Впрочем, решение этого вопроса требует еще дальнейших исследований.

Одним из наиболее широко применяющихся является метод ионизации на раскаленной металлической поверхности. Этот метод достаточно хорошо изучен, имеется множество посвященных ему исследований, разработано, испытано и применено большое число ионных источников такого типа (они называются контактными). Не удивительно, что в построенных за рубежом ионных ракетных двигателях до последнего времени чаще всего применялся

именно такой источник. Лишь в последние годы у него появился опасный конкурент, о котором будет рассказано ниже<sup>1)</sup>.

Как же устроен и работает контактный ионный источник?

Представьте себе сосуд, изготовленный из какого-либо металла и имеющий два отверстия — через одно из них внутрь сосуда должно поступать подлежащее ионизации рабочее вещество, через другое — вытекать струя ионов. Атомы рабочего вещества, попавшие внутрь сосуда, будут ударяться о его стенки. Как известно, обычно такое соударение никак не сказывается на атомах, они отскакивают от стенки и продолжают свое движение (так это происходит, например, с воздухом в вашей комнате). Но в некоторых случаях атом, соударяющийся со стенкой, теряет при этом свой внешний электрон, который как бы «сдирается» с его электронной оболочки атомами вещества стенки. Когда это может произойти? В тех случаях, когда работа, затрачиваемая на отрыв такого внешнего электрона (энергия ионизации вещества), оказывается меньшей, чем работа, совершаемая электроном атома материала стенки, покидающим этот атом и превращающимся в свободный электрон (работа выхода материала стенки). Действительно, чем больше разность этих работ, тем больше вероятность того, что внешний электрон соударяющегося атома останется в веществе стенки. Если представить себе на минуту, что при соударении внешний электрон атома как бы внедрился в материал стенки (так это примерно и бывает в действительности), то чтобы этот материал снова возвратил, излучил поглощенный электрон, он должен теперь затратить большую работу, чем получил. Это не может быть, естественно, правилом, а скорее исключением, тем более редким, чем больше затрата энергии, равная разности работы выхода и энергии ионизации.

Вот почему для успешной работы ионного источника, использующего это явление поверхностной ионизации, рабочее вещество ионного двигателя должно обладать малой энергией ионизации, а материал ионизатора — большой работой выхода. Это делает понятным, почему в

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967, т. 13, № 12, стр. 305.



большинстве разработанных проектов ионных ракетных двигателей рабочим веществом служит щелочный металл цезий, обладающий наименьшей из известных энергией ионизации (3,87 эв). Правда, это рабочее вещество обладает и другими достоинствами, о которых будет сказано ниже. Могут найти применение также такие щелочные металлы, как рубидий (энергия ионизации 4,16 эв), калий (4,32 эв), натрий (5,12 эв). Во всяком случае, это должен быть один из щелочных металлов, отличающихся, как известно, тем, что их внешние электроны сравнительно слабо связаны с атомом (т. е. обладают малой энергией связи).

Что же касается материала ионизирующей поверхности ионного источника, то он должен обладать большой работой выхода, вследствие чего для этой цели могут быть использованы такие материалы, как платина (работа выхода 5,2 эв), рений (5,1 эв), иридий (4,9 эв), вольфрам (4,5 эв), а также углерод (4,87 эв). Очевидно, цезий может быть применен с любым из перечисленных материалов, а, например, натрий только с платиной. Следует отметить, однако, что максимальная работа выхода является важнейшим, но не единственным требованием к материалу ионизирующей поверхности. И вот почему.

Что происходит с атомом рабочего вещества, превратившимся в ион на поверхности ионного источника? Очевидно, положительный ион будет удержан на этой поверхности под действием электростатических сил притяжения. Чтобы он покинул ионизирующую поверхность (иначе ионы будут осаждаться на ней и ионный источник начнет работать все хуже, пока не перестанет действовать вовсе), нужно противопоставить энергии электростатического притяжения какую-либо иную, большую по величине энергию. Такой энергией должна стать тепловая энергия ионизирующей поверхности, т. е. эта поверхность должна быть нагрета до высокой температуры, при которой адсорбированный на поверхности ион способен преодолеть силу электростатического притяжения и покинуть ее. Вот почему материал ионизирующей поверхности должен обладать и высокой температурой плавления. Этому требованию вполне отвечают вольфрам (температура плавления 3370°С), рений (3167°С), углерод (3550°С). Вот почему наиболее часто предполагается применение именно этих веществ, в особенности вольфрама.

Интересно отметить, что выгодно вовсе не максимальная возможная рабочая температура ионизирующей поверхности, как это может показаться на первый взгляд. Верно, что с повышением этой температуры уменьшается вероятность осаждения ионов рабочего вещества на ионизирующей поверхности. Однако одновременно начинает возрастать и число свободных электронов, эмитируемых этой поверхностью и частично нейтрализующих образующийся ионный поток. Поэтому существует оптимальная температура нагрева ионизирующей поверхности, равная для сочетания цезий—вольфрам примерно 1200—1450°К (по Ленгмюру). Понижение рабочей температуры выгодно и в отношении уменьшения потерь энергии на излучение, которые при невыгодных условиях могут достигать 40—50% полезной энергии ионного пучка.

Как же можно представить себе устройство ионного источника, например цезий-вольфрамового? Прежде всего ясно, что перед введением в источник цезий должен быть испарен (другие рабочие вещества можно распылить какими-нибудь методами). Затем, очевидно, нужно добиться того, чтобы все атомы паров цезия обязательно столкнулись, по меньшей мере один раз, с поверхностью вольфрама. Ни один атом не должен ускользнуть от этого, ибо он приведет к снижению коэффициента ионизации, т. е. доли ионизованных атомов в их общем числе, и, следовательно, к ухудшению работы источника, его утяжелению и др. Чтобы добиться указанной цели, нужно, очевидно, всемерно развивать поверхности контакта вольфрама с цезием. Вот почему наибольшее применение получили пористые вольфрамовые перегородки, с порами диаметром не более 1—2 микрон (рис. 69).

Иногда применяются и густые плетеные вольфрамовые сетки. Опыт показал, что пары цезия, находящиеся под давлением  $10^{-7}$  мм рт. ст., при соприкосновении с вольфрамовой поверхностью, имеющей температуру 1200°К, могут быть ионизованы на 99,5%. Нагрев вольфрамовой решетки (так называемого эмиттера, т. е. излучателя ионов) обычно осуществляется электрическим током, как и испарение цезия; впрочем, для последней цели используются и такие средства, как, например, обогрев горячим маслом<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Paper IAS, № 59—103.

Мощным источником ионов могла бы служить, конечно, электрическая дуга, большим достоинством которой

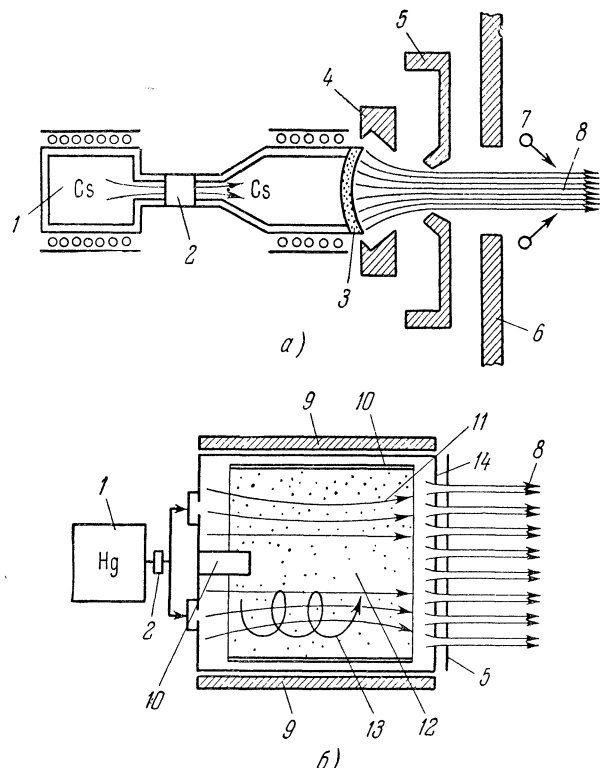


Рис. 69. Схемы ионных двигателей с разными ионными источниками. а) источник с контактной ионизацией; б) с электронной бомбардировкой (ударной ионизацией).

1 — резервуар с рабочим веществом (сверху — с цезием, снизу — с ртутью) и устройством для его испарения, 2 — клапан регулирования подачи рабочего вещества в двигатель, 3 — пористый ионизатор (например, вольфрамовая нагреваемая пластина), 4 — фокусирующий электрод, 5 — ускоряющий электрод, 6 — замедляющий электрод, 7 — эмиттер электронов (нейтрализатор), 8 — ионный пучок, 9 — постоянный магнит, 10 — катод, 11 — силовые линии магнитного поля, 12 — плазма рабочего вещества (ртутная), 13 — траектории движения электронов в плазме, 14 — экран (Flight, 8. IV 1965).

которые проведенные теоретические и экспериментальные исследования<sup>1)</sup> показывают, что ионные двигатели, например, работающие на цезии, с подобным ионным источником могут обладать рекордно большим к. п. д. Однако возврат к «горячему» электричеству связан с присущими ему недостатками.

Между тем известны методы ионизации, обладающие указанным выше достоинством дуги, но без ее недостатков, — это методы газового разряда; не удивительно, что им в последнее время уделяется значительное внимание. Так, например, на состоявшейся в ноябре 1960 г. в США первой конференции специалистов Американского ракетного общества по электростатическим ракетным двигателям ионным источникам газового разряда было посвящено столько же докладов, как и контактным ионным источникам. А на конференции, организованной Американским Институтом аэронавтики и аэрокосмонавтики в сентябре 1967 г., уже большая часть докладов была посвящена источникам не с контактной, а с объемной ионизацией, т. е. газоразрядным<sup>2)</sup>. В источниках с газовым разрядом может быть использован либо холодный, либо горячий катод — эмиттер электронов, но общим их отличием является то, что эмиттированные в газовую среду электроны оказываются как бы запертыми в ловушке, образованной внешним магнитным полем. Вследствие этого они колеблются вдоль оси этой ловушки, двигаясь по спиралеобразным траекториям, и в результате частых столкновений с атомами рабочего вещества, заполняющего газоразрядную камеру, ионизуют их. Как видно, в этом случае ионизация происходит уже не на поверхности твердого ионного источника, а во всем объеме камеры; ионизация является объемной.

Так, в ионном источнике, использующем этот метод «колеблющихся электронов» и разработанном фирмой Юнайтед Экрэфт, электроны, эмитируемые катодом, к которому подведен переменный ток, колеблются в трубке между этим катодом и другим, расположенным на противоположном конце трубки и находящимся под тем же потенциалом. Между обоими катодами расположены ускоряющие анодные кольца. Выбитые (при столкновениях)

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, X, 1967, т. 4, № 10, стр. 1282.

<sup>2)</sup> AIAA Bull., 1967, т. 4, № 9, стр. 128.

является то, что она может обеспечить ионизацию любых веществ, а не только одних щелочных металлов. Однако такие источники пока не получили применения, хотя не-

с внешних орбит атомов рабочего вещества электроны попадают в ту же ловушку. Значительным дополнительным преимуществом такого ионного источника является принципиальная возможность избавиться от необходимости нейтрализации вытекающей струи — она представляет собой уже знакомую нам плазму, т. е. состоит из смеси ионов и электронов. Вместо второго катода может быть установлен экран, по отношению к которому ускоряющий электрод имеет значительный потенциал (2—10 кВ), как это показано на рис. 69. В зарубежной литературе ионный источник этого типа часто называют кауфмановским (как и двигатель с ним) по имени американского ученого, впервые его предложившего; двигатели с таким источником за рубежом считаются для многих случаев применения наиболее перспективными; они, пожалуй, и наиболее доведены<sup>1)</sup>. При значениях удельного импульса в диапазоне 2000—4000 сек они обладают большим к. п. д., чем двигатели с контактным источником; при более высоких значениях удельного импульса преимущество в отношении к. п. д. за контактными двигателями.

Вариантом этого же метода ионизации с помощью электронной бомбардировки является метод, используемый в так называемом дуоплазматронном источнике. В этом источнике (рис. 70) электроны и плазма пропускаются через отверстие весьма малого диаметра с помощью мощного сжимающего магнитного поля. Вследствие большой плотности электронов в этом отверстии вероятность их столкновения с протекающими через него же атомами рабочего вещества очень высока, что делает высокой и эффективность процесса ионизации.

Исследуются также методы ионизации с помощью высокочастотных безэлектродных разрядов, электростатической индукции (для получения мономолекулярных заряженных частиц, подобно тому как это делается в промышленных ионизаторах) и др.

Но вот ионы образованы. Теперь нужно извлечь их из ионного источника и ввести в тяговую камеру, т. е. в устройство для создания и ускорения ионного пучка — реактивной струи ионов, вытекающих из двигателя. Понятно, что плотность тока в этом пучке, т. е. сила тока

(число ионов), приходящаяся на 1 см<sup>2</sup> его поперечного сечения, должна быть максимально возможной — это необходимо для уменьшения размеров и веса двигателя. Как показали опыты, хорошие источники с поверхностной ионизацией для ионных двигателей могут обеспечить плотность тока 5—10 миллиампер на кв. сантиметр. Установлено, что плотность ионного тока зависит главным образом от устройства, извлекающего ионы из источника и ускоряющего их. В частности, обязательным требованием

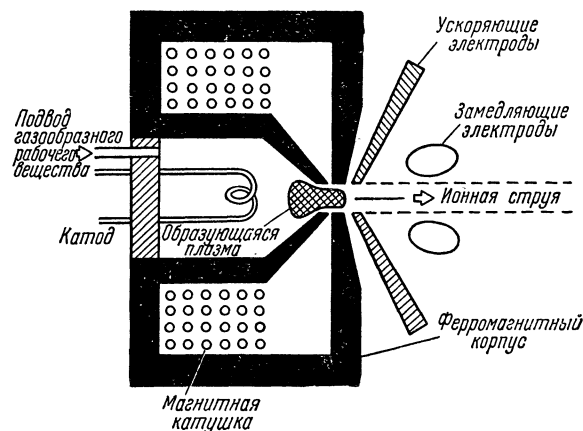


Рис. 70. Схема дуоплазматронного ионного источника (SAE Journal, IV, 1961).

является сведение к минимуму (до величины не более сотых долей процента) числа ионов, попадающих на электроды и другие части ускорителя — все ионы должны сослужить полезную службу, создавая реактивную тягу. Вместе с тем, желательна примерно одинаковая скорость ионов, поступающих из ионного источника, иначе будет затруднено формирование ионного пучка.

Тяговая камера ионного двигателя обычно состоит из нескольких устройств — для ускорения ионов, фокусировки ионного пучка и др. Методы электростатического ускорения электрически заряженных частиц хорошо известны и применяются много лет в самых различных приборах и установках. В частности, на этом принципе устроены многочисленные электронные радиолампы различных типов, многие ускорители элементарных частиц в лабораториях

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967, т. 13, № 12, стр. 305.

ядерной физики и т. п. По существу, ускоряющее устройство ионного ракетного двигателя почти в точности аналогично обычным электронным лампам, применяющимся в радиоприемниках и телевизорах. Основное различие заключается лишь в том, что в первом случае ускоряются положительные ионы, а во втором — электроны; метод ускорения один и тот же.

Так, простейшая ускоряющая система ионного двигателя повторяет по схеме простейшую радиолампу — диод. В ней также помимо источника заряженных частиц — эмиттера (в лампе это — раскаленная нить катода, в двигателе — ионный источник) имеется всего один электрод (в лампе это анод, в двигателе, естественно, катод). Создавая на этом электроде больший или меньший ускоряющий потенциал, можно сообщить ионам, вытягиваемым из ионного источника, большую или меньшую скорость истечения из тяговой камеры двигателя<sup>1)</sup>.

Но здесь возникает первая трудность. Чтобы источник ионов имел малые размеры и вес и работал эффективно, нужно интенсивно отбирать эмитируемые им ионы. Иначе в ионном источнике создастся пространственный положительный заряд (подобно тому как это говорилось выше об истечении ионов из тяговой камеры двигателя) и он станет работать неудовлетворительно. Чтобы отвод ионов из источника был энергичным, «вытягивающее» напряжение должно быть обязательно высоким — чем выше, тем лучше, по крайней мере 10—20 киловольт (кроме того, длина ускоряющего устройства тяговой камеры должна быть минимальной для уменьшения величины пространственного заряда). Однако при таком высоком потенциале ускоряющего электрода скорость истечения ионов из тяговой камеры двигателя будет также высокой, в сотни километров в секунду. Ну, что же, можно подумать, что это и не плохо, ведь таким образом будет достигнуто высокое значение удельного импульса, о чем не раз уже шла речь в нашей книге.

<sup>1)</sup> Само собой разумеется, что возможно «обращение» такого ионного ускорителя; подобно тому как плазменный двигатель при обращении дает магнитогидродинамический генератор тока, обращение ионного двигателя приводит к так называемому электродинамическому генератору, имеющему, кстати сказать, тоже большие перспективы применения в космосе. Подобный генератор уже испытывался, в частности, фирмой Джeneral Электрик (Aviation Week, 18. XII. 1961).

Однако в действительности это не так. Ниже, в гл. 8, будет показано, что каждому данному межпланетному полету соответствует свое наивыгоднейшее значение удельного импульса. Дальнейшее его увеличение выше этого оптимального значения уже оказывается невыгодным и приводит к уменьшению полезного груза. Как показывает расчет, ускоряющему потенциалу 70 в соответствует скорость истечения ионов цезия 10 км/сек, потенциалу 6700 в — скорость истечения порядка 100 км/сек, а потенциалу 27 кв — скорость 200 км/сек, заведомо большая, чем оптимальная. Как же можно уменьшить эту скорость, не уменьшая вместе с тем «вытягивающего» напряжения, чтобы не ухудшить работу ионного источника?

Задача решается усложнением ускоряющего устройства — именно превращением его из «диода» в «триод», т. е. введением еще одного электрода. Этот дополнительный электрод устанавливается «ниже по потоку», чем первый, и является уже не ускоряющим, а замедляющим. С его помощью удастся, не снижая «вытягивающего» напряжения, уменьшить затем скорость ионов до значений, близких к оптимальному. Естественно, что удельный импульс определяется той скоростью, с которой ионы покидают двигатель, вне зависимости от всех промежуточных их ускорений или замедлений.

Дальнейшее усложнение тяговой камеры связано с необходимостью должного формирования пучка ионов, его фокусировки. Как уже указывалось выше, это необходимо для уменьшения потерь ионов на электродах и других элементах конструкции тяговой камеры; помимо того, удары ионов вызывают эрозию и износ этих элементов (в среднем каждый быстрый ион, ударяющийся о поверхность, выбивает из ее материала 5—10 атомов). Подобно тому как, например, в электронных микроскопах для фокусировки потока электронов применяется электронно-оптическая система, в нашем случае для аналогичной цели используется «ионная оптика»<sup>1)</sup>. Одним из возможных решений этой задачи является применение специальных фокусирующих электродов — экранов, расположенных перед ускоряющими электродами и заряженных положительно. Эти экраны отклоняют ионы так, чтобы исключить

<sup>1)</sup> Известна и ионная микроскопия («Атомная техника за рубежом», II, 1968, № 2).

возможность их попадания на ускоряющие электроды, обеспечить равномерное поле скоростей ионов, и др. Следует отметить, что обычные известные типы фокусирующих систем занимают слишком много места, иногда в сто раз больше, чем сечение ионного пучка, что совершенно исключает их применение в ионных ракетных двигателях. Здесь понадобятся гораздо более компактные устройства.

Наконец, последней важнейшей частью ионного двигателя является, как указывалось выше, устройство для нейтрализации вытекающей ионной струи. Для достижения этой цели необходимо, очевидно, в реактивную струю, состоящую из положительных ионов, ввести строго определенное количество отрицательно заряженных частиц — электронов или отрицательных ионов. Особенно выгодным было бы применение источников отрицательных ионов примерно той же массы, что и в основном ионном пучке (рис. 71). Так, в опытах американской фирмы Эрджет нейтрализация ионного пучка осуществлялась введением в него отрицательных ионов примерно той же массы и скорости, причем тяга двигателя возрастала иногда вдвое. Для этой цели применялась шестифтористая сера, ионы которой близки по массе к ионам цезия. Точка кипения этого вещества равна минус  $63,8^{\circ}\text{C}$ , его можно хранить при температуре жидкого азота.

Однако задача нейтрализации совсем не так проста, как может показаться, и долгое время казалась одной из наиболее трудных проблем создания ионных двигателей. При ее решении приходится учитывать многие факторы — устойчивость ионного и электронного пучков, затраты энергии, размеры эмиттера электронов или отрицательных ионов, сложные траектории их движения, необходимость осуществления нейтрализации на строго определенных небольших расстояниях (иначе произойдет быстрое расширение ионного пучка с потерей тяги) и др. Теоретически эту сложную задачу достаточно точно разрешить не удастся (такое решение чрезвычайно затруднено), поэтому приходится идти на многочисленные сложные эксперименты в больших сложных вакуумных камерах (кстати, сказать, для отработки отдельных элементов двигателя, в частности, тяговых камер, в особенности многосекционных, а также систем нейтрализации, весьма полезными являются опыты с моделированием в электролитиче-

ских ваннах — закономерности этих процессов одинаковы). Определенные успехи в этой области уже получены, однако, как уже отмечалось выше, достаточно верные результаты эксперимента могут быть получены лишь при реальном космическом полете. И только тогда, когда начались испытания ионных двигателей именно в таком полете,

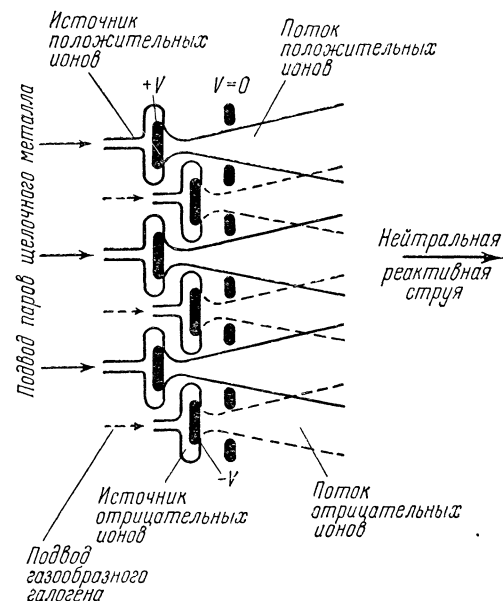


Рис. 71. Схема секционного ионного двигателя с положительными и отрицательными ионами (фирма Локхид, США) (Luftfahrttechnik, I, 1961).

удалось установить, что проблема нейтрализации ионного пучка решена вполне удовлетворительно. Теперь уже она мало беспокоит ученых.

На рис. 72 показана одна из возможных схем ионного ракетного двигателя с ионным источником, состоящим из отдельных секций. Такая схема позволяет создавать ионные двигатели различной тяги путем простого изменения числа секций, т. е. совмещения в одном двигателе ряда ионных пучков, мощность каждого из которых ограничивается пространственным зарядом, лимитирующим силу



тока ионов (она равна примерно трем миллиамперам при напряжении 5000 в). В какой-то мере этот метод аналогичен созданию связок обычных термохимических ракетных двигателей. Очевидно, мощные ионные двигатели будут создаваться именно таким образом.

Судя по сказанному выше, типичный ионный двигатель должен состоять из следующих частей: бака с рабочим веществом, испарителя или распылителя этого вещества,

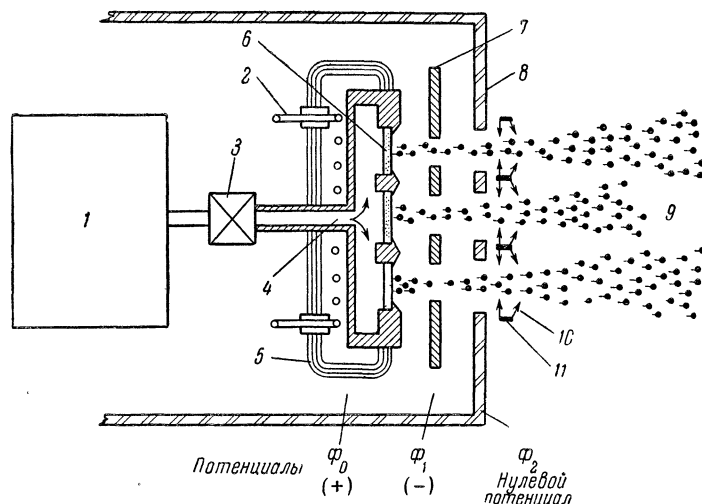


Рис. 72. Схема секционного ионного двигателя.

1 — бак с цезием; 2 — нагреватель; 3 — вентиль; 4 — цезий; 5 — радиационная защита; 6 — пористый вольфрамовый ионизатор; 7 — ускоряющий электрод; 8 — замедляющий электрод; 9 — нейтрализованный ионный пучок; 10 — электроны; 11 — нейтрализующий электрод приблизительно при нулевом потенциале (Design News, № 6, 17, 1962).

ионного источника, тяговых камер с ускоряющими<sup>1)</sup>, замедляющими и фокусирующими устройствами (последние две части являются наиболее тяжелыми), эмиттеров электронов (например, раскаленных вольфрамовых нитей) или отрицательных ионов с целью нейтрализации ионного пучка, трубопроводов, системы регулирования и управле-

<sup>1)</sup> Ускоритель здесь играет роль реактивного сопла обычных термохимических двигателей, но обратите внимание на различие: сопло лишь делает организованным ранее беспорядочное движение молекул, не изменяя, по существу, скорости их движения, а ускоритель ионного двигателя разгоняет частицы практически от нулевой скорости.

ния. Кроме того, конечно, как для всякого электроракетного двигателя, должна иметься электросиловая установка, о которой будет идти речь в следующей главе.

Характеристики ионного ракетного двигателя в большой степени зависят от рода рабочего вещества, на котором он работает. Выше уже отмечалось одно требование к такому рабочему веществу — невысокий потенциал ионизации, что необходимо для использования контактного ионного источника. Кроме того, нужно учитывать следующее. Затрата энергии на ионизацию составляет даже в случае таких трудноионизируемых веществ, как гелий (энергия ионизации 24,5 эв), всего доли процента от той энергии, которая сообщается ионам в тяговой камере (5000—40 000 эв). С этой точки зрения как будто значение энергии ионизации не столь существенно. Но чем она меньше, тем всегда будет проще и легче ионный источник, являющийся наиболее ответственной частью двигателя.

Однако это требование не является единственным. Каким должен быть атомный (или молекулярный) вес рабочего вещества, большим или малым? Известно, например, что в случае термохимических двигателей молекулярный вес вытекающих газов должен быть минимально возможным, чтобы обеспечить максимальное значение удельного импульса. Сохраняется ли это требование для ионного двигателя?

Оказывается, здесь дело обстоит иначе. Тяга ионного двигателя определяется общей массой вытекающих ионов и электрической мощностью реактивной струи, так что от размеров вытекающих частиц она непосредственно не зависит. Если частицы легкие, т. е. с малым атомным весом, то их число должно быть большим (это значит, что сила тока будет значительной), а ускоряющее напряжение малым. Наоборот, в случае тяжелых частиц сила тока должна быть малой, а напряжение большим. Но это не значит, что масса частиц может быть какой угодно. Прежде всего, оказывается, что чем меньше масса частиц, тем больше по размерам и тяжелее тяговая камера, что связано с зависимостью плотности тока от массы частиц (она обратно пропорциональна ей). При большей силе тока понадобится устройство нескольких тяжелых ионных источников и тяговых камер. Это делает целесообразным использование тяжелых частиц. С другой стороны,

применение чрезмерно тяжелых частиц приведет к необходимости столь больших ускоряющих напряжений (более 40—50 кВ), что возникает серьезная опасность электрического пробоя в тяговой камере.

Как видно по приводимому графику (рис. 73), чем больше масса ионов, тем, при том же ускоряющем напряжении, меньше скорость истечения и, следовательно,

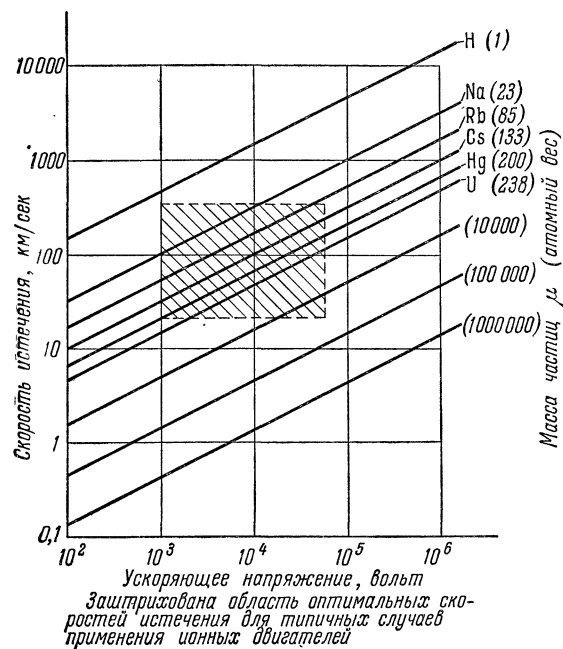


Рис. 73. Зависимость скорости истечения рабочего вещества от величины ускоряющего напряжения и массы вытекающих частиц (Stulinger, Seitz, *Electrostatic Propulsion Systems for Space Vehicles*, New York, 1960).

удельный импульс. На том же графике выделена область наивыгоднейших значений удельного импульса для типичных космических полетов (2000—50 000 сек) и практически используемых величин ускоряющего напряжения (1—60 кВ). Через эту область проходят линии, соответствующие величине массы частиц от 10 до 5000, очевидно, такие частицы и будут пригодными для ионного двигателя.

Из всех возможных частиц в этом диапазоне целесообразнее, как указывалось выше, использовать более массивные частицы, позволяющие уменьшать размеры и вес двигателя. Судя по этому, выбор цезия (атомный вес 132,9) в качестве рабочего вещества является обоснованным. Если учесть и его достоинства, связанные с малой энергией ионизации, то станет понятным, почему именно на цезий ориентируется большинство авторов проектов ионных ракетных двигателей.

Правда, переход на более массивные частицы (точнее, на частицы с большим отношением массы к заряду) позволил бы еще уменьшить размеры и вес двигателя, но их применимость зависит от возможностей создания пригодного ионного источника.

Не удивительно, в этой связи, что за рубежом часто обсуждается проблема создания ионных двигателей, из которых вытекали бы заряженные частицы гораздо большей массы, чем атомы и молекулы, например, микроскопические капельки (масла и других жидкостей), пылинки или коллоидные частицы. Такие двигатели обычно называют коллоидными (можно представить себе и «пылевые»...), масса вытекающих из них частиц может достигать  $10^6$ , т. е. почти в 10 000 раз превышать массу ионов цезия. Образование заряженных частиц такого рода основано на создании сильных электрических полей в диэлектрических жидкостях<sup>1)</sup>. В одном из коллоидных двигателей, созданном в центре им. Льюиса в США, частицы рабочего вещества — хлорида алюминия — диаметром 0,05 микрона приобретали заряд, проходя через коронный разряд<sup>2)</sup>.

Другими методами создания потока заряженных коллоидных частиц, изучаемыми за рубежом, являются конденсация таких частиц из парообразного состояния, агломерация частиц, разбрызгивание частиц в виде эмульсии с одновременной их зарядкой при использовании полостей<sup>3)</sup>, электростатическое разбрызгивание<sup>4)</sup> и др. Проблема разработки оптимального метода является одной из важнейших для коллоидных двигателей. Перспективной

<sup>1)</sup> Journal of Applied Physics, III, 1959.

<sup>2)</sup> Astronautics, 1962, 7, № 6.

<sup>3)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», I, 1967, реф. 1. 34. 148—149.

<sup>4)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, III, 1966, т. 12, № 3, стр. 95.

кажется возможность разработки такого метода, при котором можно было бы регулировать массу образуемых коллоидных частиц и, таким образом, тягу двигателя<sup>1)</sup>; работы такого рода ведутся в США фирмой Ион Физикс с использованием в качестве рабочего вещества натрия, лития, ртути. Фирма Космик (США) запатентовала коллоидный двигатель с частицами диаметром в тысячные доли микрона, отрывающимися под действием центробежной силы во вращающемся сопле в электрическом поле<sup>2)</sup>. Интерес вызвало сообщение о разработке Лабораторией авиационных двигателей ВВС США в 1966 г. безэлектродных коллоидных двигателей, в которых коллоидные частицы обоих знаков образуются с помощью матрицы из капиллярных металлических трубок; через эти трубки течет рабочее вещество, например, взвесь частиц натрия в глицероле<sup>3)</sup>. Устройство матрицы таково, что каждая трубка оказывается окруженной трубками с противоположным знаком электрического заряда, что приводит не только к образованию коллоидных заряженных частиц, но и к их ускорению без какого-либо ускоряющего электрода. Опыты с такими двигателями пока еще находятся в самом начале. Пожалуй, наиболее продвинуты работы по коллоидным двигателям, в которых происходит конденсация частиц из перенасыщенной паровой фазы при течении в сверхзвуковом сопле<sup>4)</sup>; такие двигатели исследуются в США и ФРГ. На рис. 74 показана фотография коллоидного двигателя такого типа, разработанного в ФРГ. Отчетливо видно сопло Лавала, течение в котором заставляет парообразное рабочее вещество, получаемое в устройстве, подобном обычному ионному двигателю, расширяться и охлаждаться с образованием укрупненных коллоидных частиц<sup>5)</sup>. Считается, что при этом могут быть получены значения удельного импульса 3000—14 000 сек<sup>6)</sup>. В 1965 г. успешные испытания коллоидного двигателя тягой 4,5 Г при удельном импульсе 2000 сек и

к. п. д. 0,75 провела фирма STL<sup>1)</sup>; двигатель работал 2 часа при напряжении 100 000 в.

Возможным преимуществом коллоидных двигателей перед обычными ионными являются уменьшенные размеры и вес в соответствии с отмеченной выше их зависимостью от массы частиц рабочего вещества (при одних и тех же размерах и силе тока тяга таких двигателей будет в 100—10 000 раз больше, чем у ионных). Именно поэтому коллоидные двигатели перспективны и заслуживают

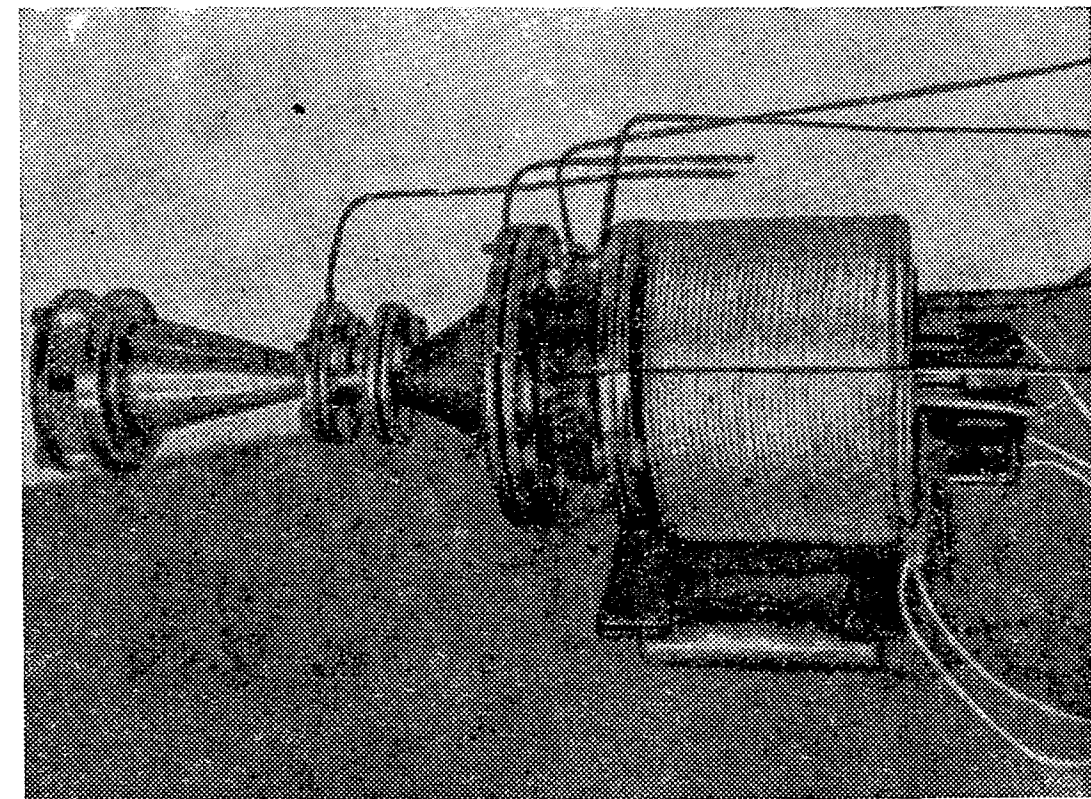


Рис. 74. Коллоидный электроракетный двигатель с конденсацией рабочего вещества в сопле Лавала (Raumfahrtforschung, 1967, н. 3).

разработки и исследования, в особенности для случаев относительно невысокого потребного импульса. Но весьма серьезным препятствием на пути к их созданию является необходимость в очень высоком ускоряющем напряжении и связанная с этим опасность электрического пробоя. Удельный импульс таких двигателей будет, вероятно, меньшим, чем ионных, его величина составит 1000—5000 сек, но для многих целей, в частности полетов на Луну, именно такая величина окажется, вероятно, оптимальной, как об этом будет сказано подробнее в гл. 8. Кроме того, устраняются многие конструктивные трудности, характерные для ионных двигателей, создается возможность

<sup>1)</sup> Product Engineering, 20. I. 1964, стр. 41, и 18. I. 1965.  
<sup>2)</sup> Interavia Air Letter, 20. II. 1964, № 5437, стр. 11.  
<sup>3)</sup> Mechanical Engineering, 1966, стр. 53; Product Engineering, 5. XII. 1966.  
<sup>4)</sup> J. Spacecraft, I, 1967, т. 4, № 1, стр. 86.  
<sup>5)</sup> Raumfahrtforschung, III, 1967, т. 3, стр. 109.  
<sup>6)</sup> Экспресс-информация «Астронавтика и ракетодинамика», 31. V. 1967, № 20.

<sup>1)</sup> Missile/Space Daily, 25. VI. 1965, т. 13, № 39, стр. 306.

более простого увеличения мощности двигателей без чрезмерного увеличения их размеров, и т. д. Все это заставляет ученых уделять внимание коллоидным двигателям, хотя их разработка камного отстает от работы по ионным двигателям.

О возможной величине удельного импульса ионных двигателей уже говорилось выше — она может достигать 100 000 сек, что на порядок превосходит обычно указываемые значения для плазменных двигателей. В большинстве случаев применения наивыгоднейшая величина удельного импульса окажется меньше этой, как будет показано в гл. 8. По существу, только в «холодном» ионном электростатическом двигателе могут быть достигнуты скорости истечения в сотни км/сек без чрезмерной теплопередачи в стенки, как это имеет место, когда вытекающие из двигателя газы нагреты до высокой температуры.

Что касается тяги двигателя, то ее величина, как и для всех электроракетных двигателей, очень невелика в связи с потребной затратой электрической энергии. Для созданных ионных двигателей величина тяги даже меньше, чем для электротермических и плазменных; обычно она составляет всего десятки граммов (у нас в стране испытывалась экспериментальная модель цезиевого двигателя тягой 0,5—0,6 Г). В связи с этим, естественно, продолжительность работы двигателя для разгона ракеты до заданной скорости должна быть больше. Типичная продолжительность работы ионных двигателей составляет несколько месяцев.

Величина тяги, отнесенная к единице площади, например к  $1 \text{ см}^2$  поперечного сечения тяговой камеры (удельная лобовая тяга) двигателя, зависит от ускоряющего напряжения. Поскольку это напряжение ограничивается опасностью электрического пробоя в камере, то этим определяется и максимальная величина лобовой тяги. Наибольшей допустимой напряженностью электрического поля можно считать  $100\,000 \text{ в/см}$ , что соответствует максимальному значению удельной лобовой тяги  $8 \text{ Г/см}^2$  (по Штулингеру и Зейтцу). Реальные значения лобовой тяги меньше этого и значительно ниже, чем в плазменных двигателях (до 100 раз).

Правда, как указывается, применение ряда последовательных ускоряющих электродов может привести к увеличению лобовой тяги ионного двигателя. Схема такого

двигателя (рис. 75), представляющего собой высоковольтный электростатический ускоритель, была предложена, в частности, американским ученым Д. Ромиком. В ней используются ионизация путем бомбардировки электронами

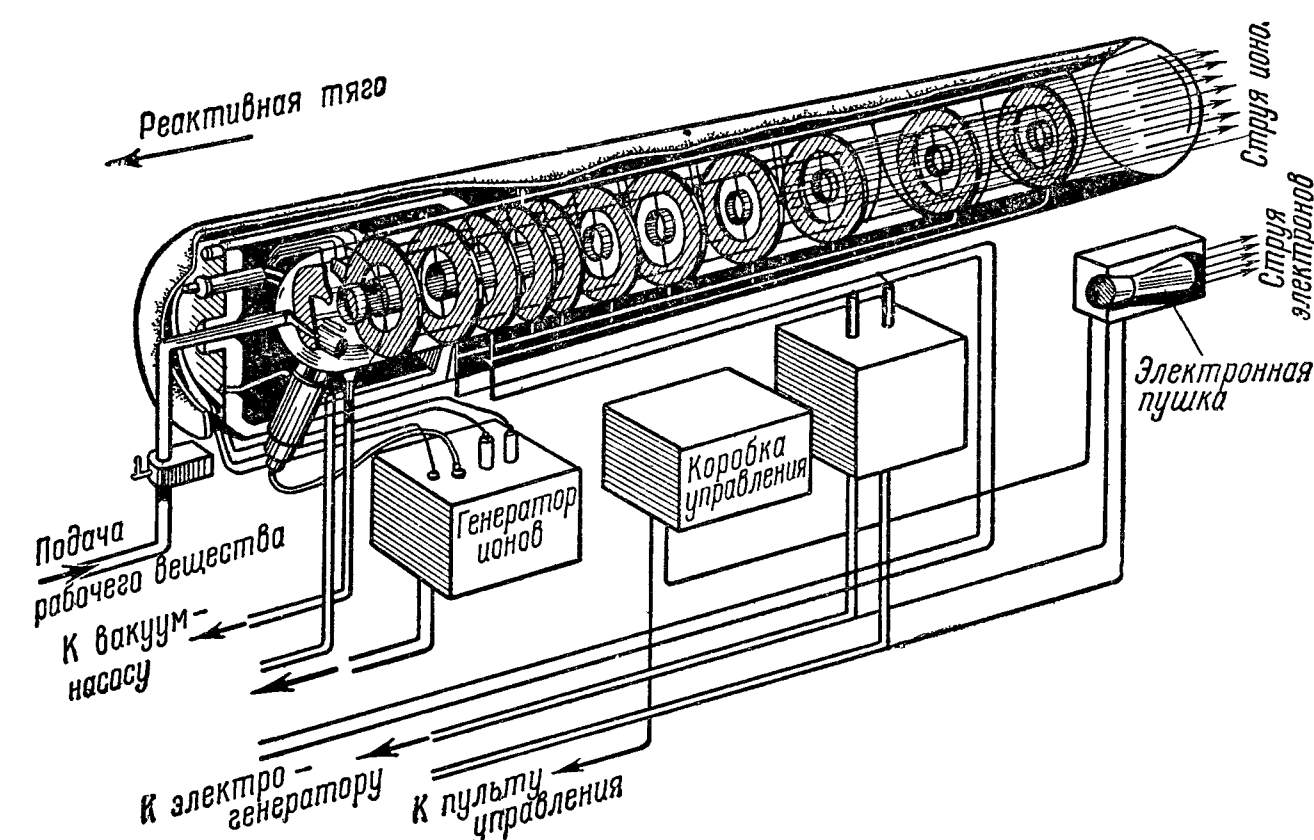


Рис. 75. Схема устройства ионного ракетного двигателя с линейным ускорителем по идее Ромика.

из электронной пушки и ряд последовательно расположенных ускоряющих элементов; разгон ионов осуществляется последовательными импульсами в результате согласования фаз питающего переменного тока. Как видно по приведенному рисунку, лобовая площадь двигателя весьма невелика, в отличие от обычных ионных двигателей, у которых длина мала по сравнению с диаметром. Интересно отметить, что аналогичного устройства линейные ускорители лабораторного назначения достигают иной раз очень большой длины. В частности, в США, в Станфордском университете, построен электронный линейный ускоритель длиной более 3 км<sup>1)</sup>.

По величине коэффициента полезного действия ионные ракетные двигатели превосходят другие типы электроракетных двигателей в связи с меньшей величиной потерь. По данным проведенных испытаний и теоретическим оценкам для ионных двигателей к. п. д. может достигать 75—90%, а для коллоидных двигателей даже 99%<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> Popular Science, XII, 1964, стр. 54.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», X, 1967, № 10, стр. 58 и др.

Высокая экономичность ионных двигателей и установленная на опыте их большая надежность привлекают к ним значительное внимание за рубежом. Считается, что именно эти электроракетные двигатели будут первыми широко применяться на космических летательных аппаратах, сначала для целей их ориентации, стабилизации и корректировки орбиты, а затем и в качестве основных, маршевых, в межпланетных полетах. В настоящее время за рубежом, прежде всего в США, а также в Англии, Франции и ФРГ, построено и испытано значительное число ионных двигателей. Уже не раз они подвергались длительным наземным испытаниям в установках, имитирующих условия космического полета, а также и непосредственно в космическом полете. Уместно подчеркнуть, что впервые в реальном орбитальном полете ионные двигатели, как и плазменные, о чем упоминалось в предыдущей главе, испытывались советскими учеными в 1964 г.<sup>1)</sup> А в 1966 г. впервые в космосе на высотах 100—400 км испытывался газовый плазменно-ионный электроракетный двигатель, установленный на автоматической ионосферной лаборатории «Янтарь-1»<sup>2)</sup>. Сначала двигатель работал на аргоне, а затем на атмосферном азоте, причем был достигнут удельный импульс 12 000<sup>3)</sup>. И здесь советская космическая наука прокладывала новые пути. Следует отметить, что в результате интенсивных исследований за последние несколько лет ионные двигатели, созданные за рубежом, удалось существенно усовершенствовать. Если в первых опытных моделях к. п. д. не превышал обычно 20—30%, длительность действия — нескольких часов, а плотность тока была незначительна (менее 1 ма/см<sup>2</sup>), то сейчас достигнуты к. п. д. порядка 90%, продолжительность работы — в тысячи часов, плотность тока увеличена в десятки раз (до 20 ма/см<sup>2</sup>)<sup>4)</sup>.

В США работы по ионным электроракетным двигателям ведут десятки промышленных фирм (в том числе и специально для этого созданных) и правительственных научно-исследовательских организаций. О размахе ука-

занных работ может свидетельствовать, например, созыв обширной конференции по ионным двигателям в ноябре 1960 г.; на этой конференции были заслушаны десятки докладов и сообщений по теории, конструкции и испытаниям электростатических ракетных двигателей. Кстати сказать, такие конференции в США проводятся почти ежегодно, в 1966 г. состоялась уже 5-я конференция<sup>1)</sup>.

Опубликованы сведения о ряде построенных и исследуемых за рубежом образцов ионных двигателей. Пока

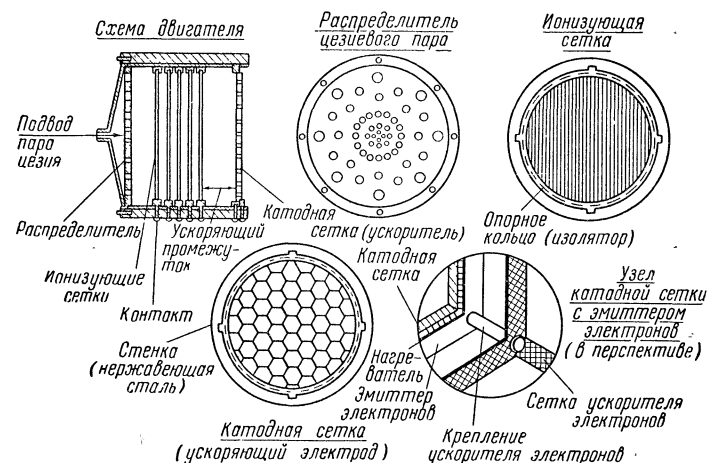


Рис. 76. Элементы ионного двигателя по проекту «Снупер» (Jet Propulsion, XI, 1958).

это главным образом экспериментальные модели для лабораторных исследований, а также летных испытаний.

Проект ионного двигателя, разработанного Штулингером для ионной космической ракеты «Снупер», иллюстрируется приводимым рис. 76, на котором показаны некоторые детали конструкции двигателя, а также схема системы подачи цезия в двигатель, т. е. его «топливной» системы.

В цезиевом ионном двигателе американской фирмы Рокетдайн достигнута при испытаниях тяга 0,25 Г на 1 см<sup>2</sup> площади ионного источника. Мощность ионного пучка

<sup>1)</sup> «Труд», 8 февраля 1968 г.; «Сельская жизнь», 14 мая 1969 г.

<sup>2)</sup> «Космические исследования», XI—XII, 1968 г.

<sup>3)</sup> «Правда», 21 октября 1969 г.

<sup>4)</sup> «Вопросы ракетной техники», X, 1967, № 10, стр. 58.

<sup>1)</sup> «Ракетная техника и космонавтика», VIII, 1967, т. 5, № 7, стр. 123.



составляет 177 вт на 1 см<sup>2</sup> той же площади. Как показали эксперименты, в этом двигателе 90% всех атомов цезия ионизовалось на поверхности ионного источника и 70% этих атомов в виде ионов высокой скорости вытекало из двигателя, создавая реактивную тягу. Нейтрализация ионного пучка осуществлялась термоионным эмиттером электронов вблизи выходного отверстия двигателя. В 1958 г. фирма демонстрировала натурную модель ионного двигателя длиной около 600 мм и диаметром 230 мм с расчетной тягой 114 Г.

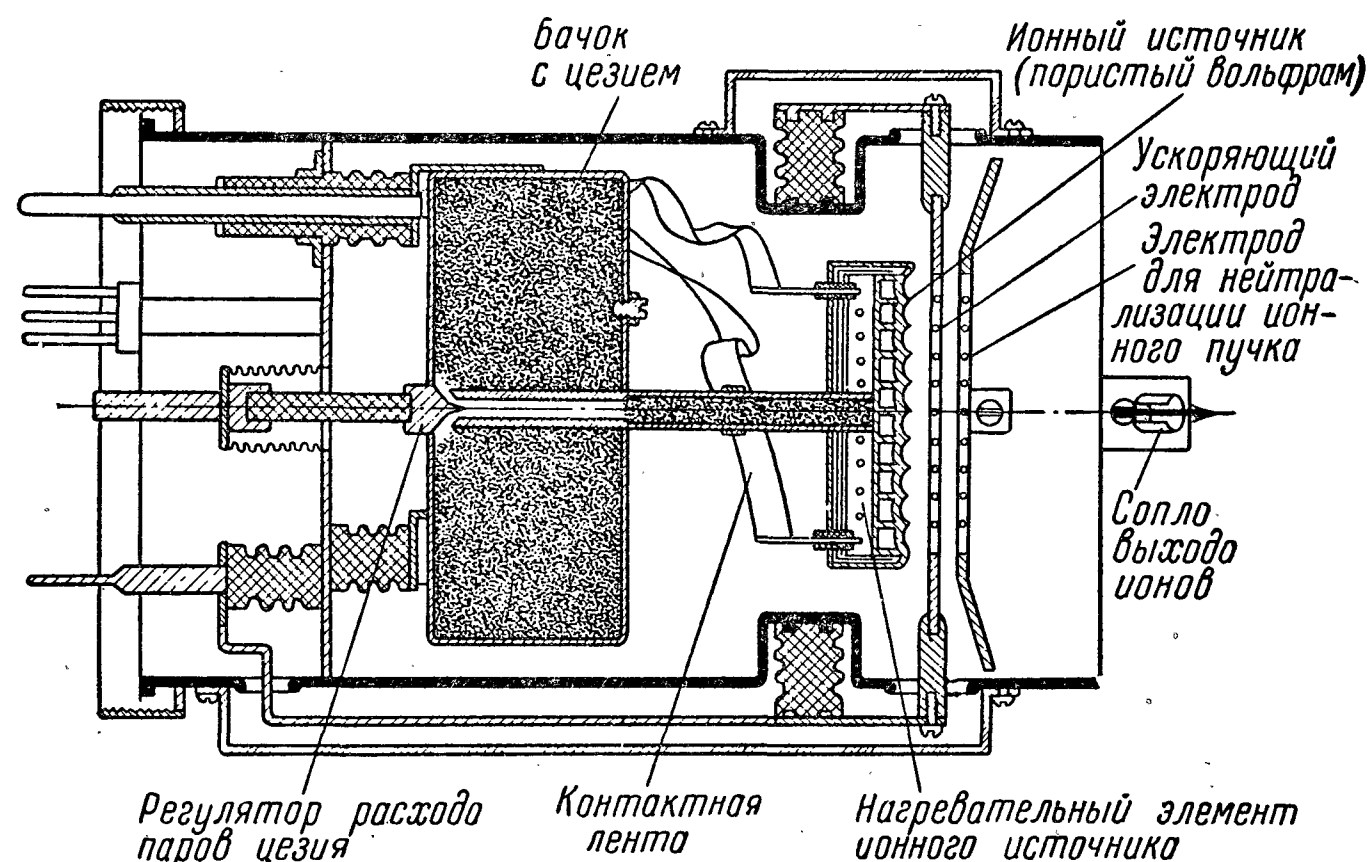


Рис. 77. Схема ионного ракетного двигателя фирмы Электро-Оптикал Системз (США) (Missiles and Rockets, 4. IV 1960).

В ионных двигателях фирмы Электро-Оптикал Системз, одной из наиболее активно работающих в США над ионными двигателями, в качестве рабочего вещества также использовался цезий или калий. При работе одного из первых двигателей фирмы (рис. 77) на калии сила тяги составляла 0,07 Г, ток в ионном пучке 12 ма. Ускоряющий потенциал равнялся 8 кв, тормозящий — 4 кв. Ионный пучок можно было фотографировать, так как он испускал голубое свечение, вызываемое, по-видимому, эффектами перезарядки между ионами и попадающими в пучок нейтральными атомами.

На рис. 78 показаны внешний вид и устройство другого из числа ранних двигателей фирмы. Тяга двигателя около 1 Г, его длина равна 340 мм, диаметр 102 мм, вес

0,91 кг; двигатель имеет контактный ионный источник с вольфрамовой сеткой и графитовые электроды (впоследствии их предполагалось заменить бериллиевыми или танталовыми).

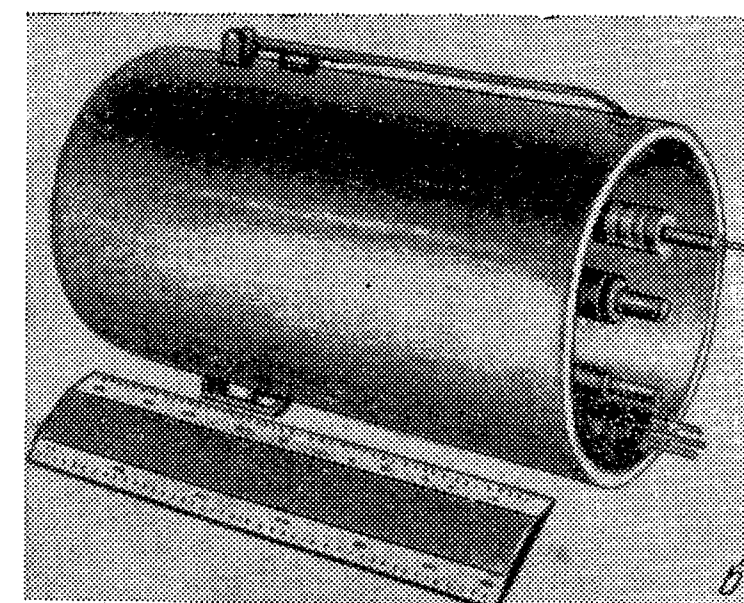
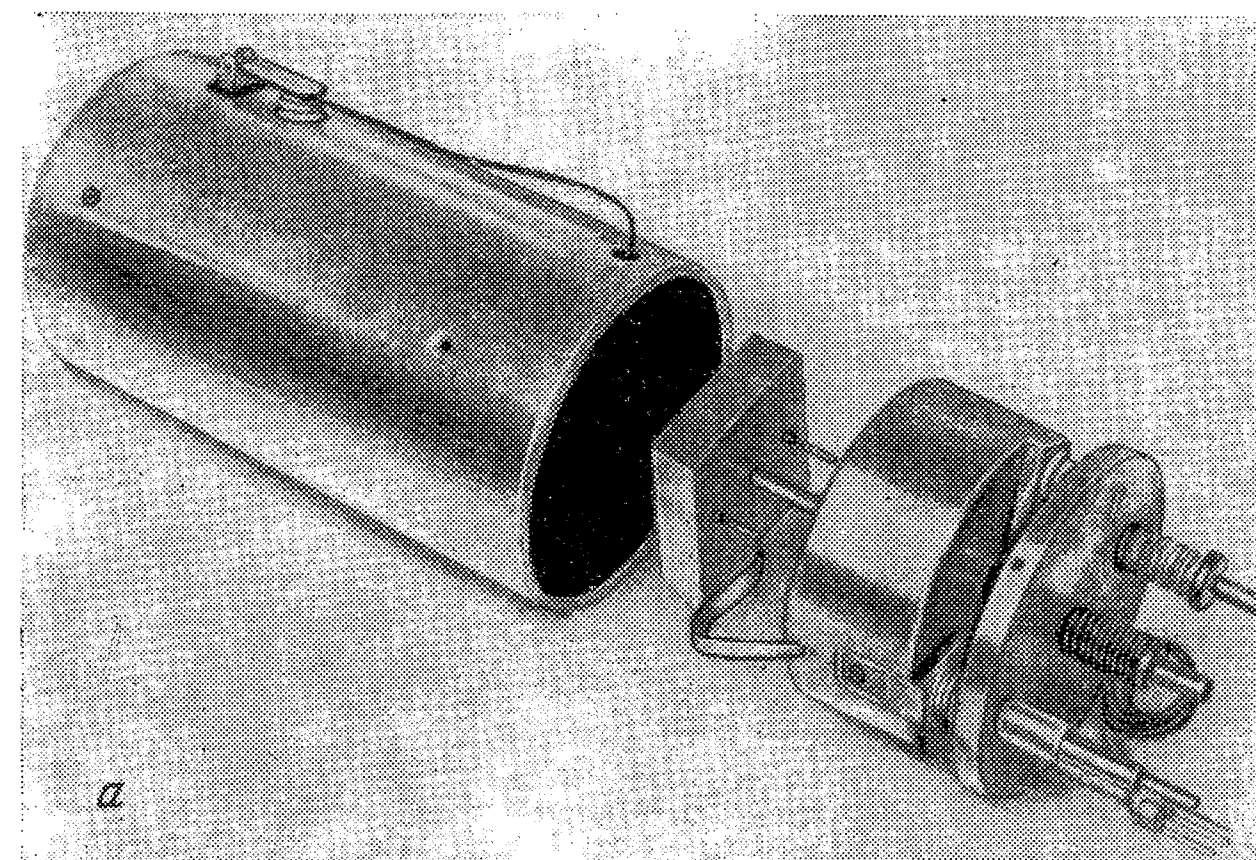


Рис. 78. Экспериментальный ионный двигатель фирмы Электро-Оптикал Системз (США).

а) Разобранный двигатель; б) внешний вид двигателя (Missiles and Rockets, 1. II. 1960).

Фирма разработала ряд цезиевых ионных двигателей с многими пучками, в частности с 7, 19 и 61. На рис. 79 показан внешний вид двух двигателей: с 19 и 61 пучками, и ионный источник последнего. По существу, все эти двигатели являются модификацией основной модели путем замены ионного источника, которым служат диски из пористого вольфрама (1, 7, 19 или 61 диск), припаянные

к молибденовой пластине. В двигателе с 61 пучком диаметр вольфрамовых дисков равен 4,76 мм, а расстояние

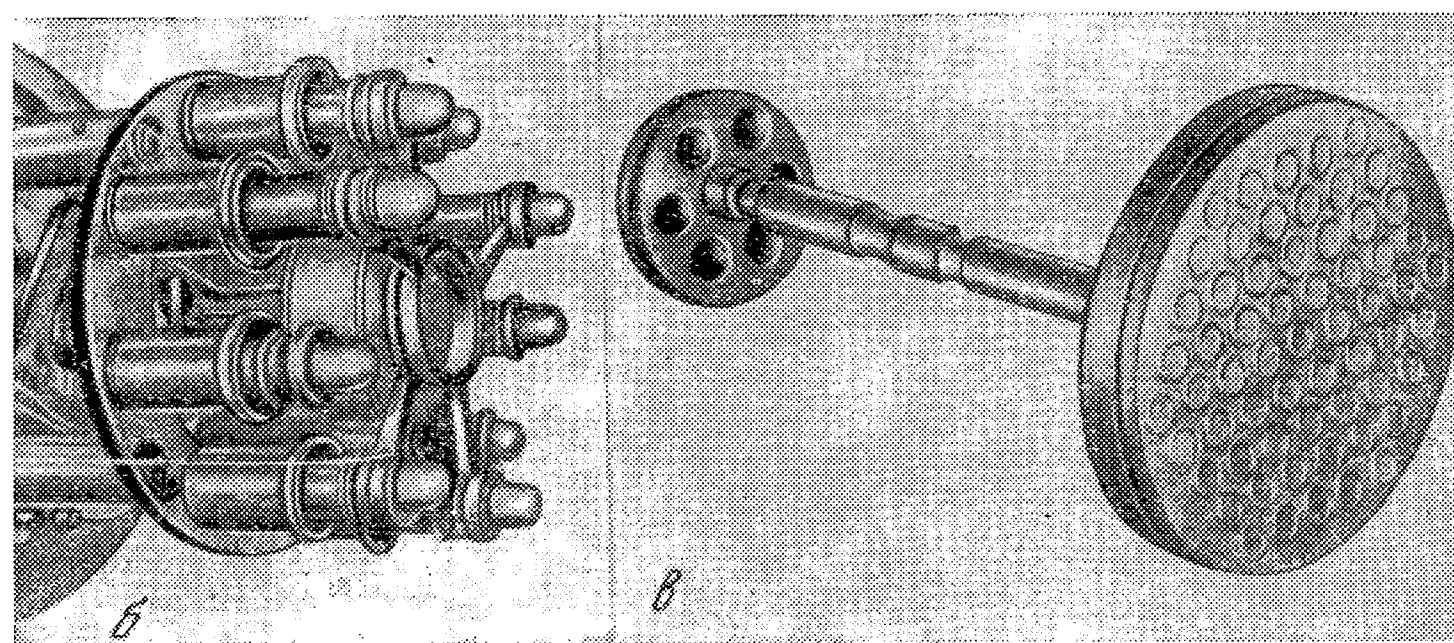
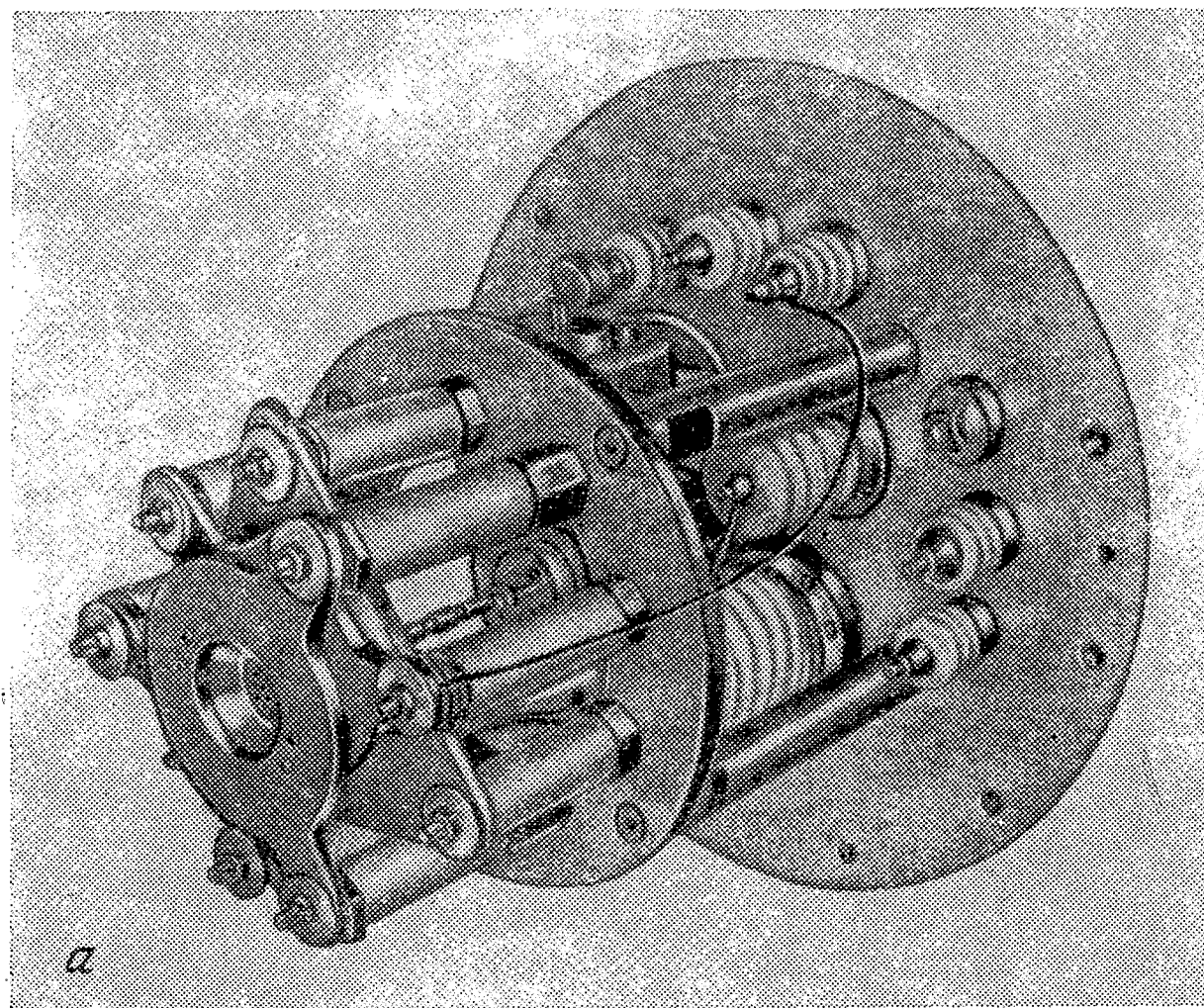


Рис. 79. Секционные ионные двигатели фирмы Электро-Оптикал Системз (США).

а) Двигатель с 19 пучками; б) с 61 пучком; в) его ионный источник (Astronautics, I, 1961; Missiles and Rockets, № 25, 8, 1961; Aviation Week, 12. III 1962).

между центрами дисков 6,5 мм. Пространство между дисками покрыто танталом и вторым слоем молибдена: тантал предназначен для теплозащиты, а внешний слой молиб-

дена является фокусирующим электродом. Ускоряющие и замедляющие электроды изготовлены из меди в форме дисков с отверстиями. Двигатель с 61 пучком проработал 175 часов, развивая тягу 1,4 Г при удельном импульсе 8000 сек.

На рис. 80 приведены фотографии ионных пучков всех трех указанных выше двигателей. Сообщается также, что фирма создала и более мощный ионный двигатель тягой 200 Г с удельным импульсом 5500 сек<sup>1</sup>).

В последнее время фирма Электро-Оптикал Системз усиленно работает над совершенствованием своих микро-ракетных ионных двигателей с контактной ионизацией на цезии. Так, в 1966 г. она провела длительные испытания в течение 1183 часов двигателя тягой 2,7 Г при удельном импульсе 5700 сек<sup>2</sup>); двигатель испытывался в камере с «космическим» вакуумом  $10^{-6}$  торр. В другом двигателе такого же типа мощностью всего 25 вт (тяга 11 мГ)<sup>3</sup>) во время испытаний проверена возможность управления вектором тяги двигателя, т. е. отклонения его ионного пучка, путем воздействия на этот пучок электростатического поля. Такая возможность, свойственная только ионным двигателям, имеет большое значение для применения двигателя в системе стабилизации и ориентации искусственных спутников, для чего этот двигатель и предназначен; ведь если бы подобной возможности не существовало, то пришлось бы либо использовать сложную шарнирную (карданную) подвеску двигателя, либо же устанавливать на спутнике несколько неподвижных двигателей с периодическим их включением. Двигатель, о котором идет речь, имел длину примерно 30 см, диаметр 7,6 см и вес 0,9 кг. Подача цезия к контактному ионному источнику — капиллярная<sup>4</sup>), способная работать в условиях невесомости в космическом полете.

Два двигателя такого типа тягой по 10 мГ были установлены на спутнике ATS-D (рис. 81), запущенном в августе 1968 г.<sup>5</sup>); было проведено 5 испытаний двигателей

<sup>1</sup>) VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 2.

<sup>2</sup>) Technology Week, 24. X. 1966, т. 19, № 17, стр. 35.

<sup>3</sup>) Missile/Space Daily, 23. III. 1966, т. 18, № 17, стр. 124. По другим данным 9 мГ (Aviation Week, 2. X. 1967, т. 87, № 14, стр. 87).

<sup>4</sup>) Interavia Air Letter, 24. IV. 1966, № 5967, стр. 8.

<sup>5</sup>) Space Flight, IV, 1969.



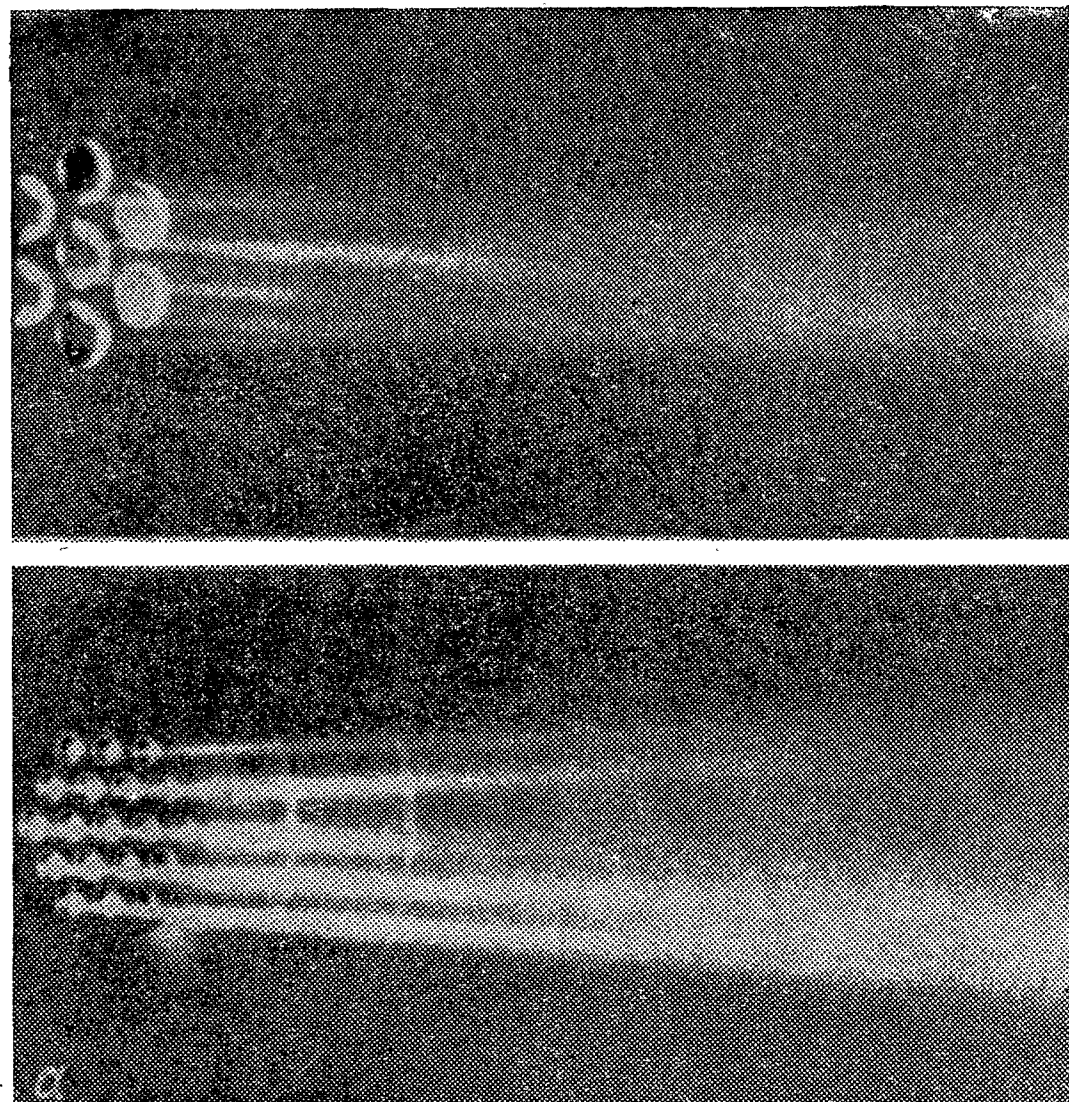
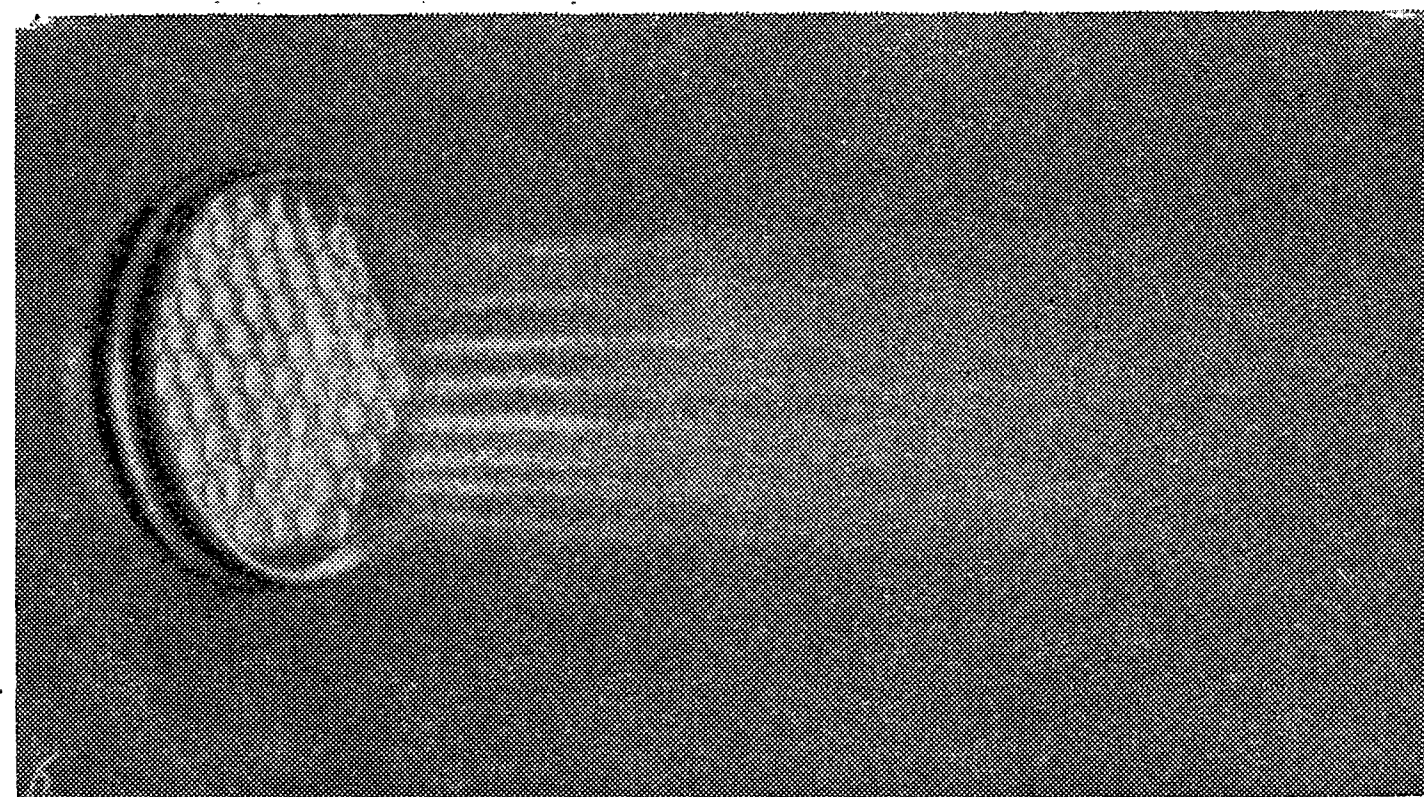


Рис. 80. Реактивные струи ионных ракетных двигателей фирмы Электро-Оптикал Системз (США).

а) с 7 и 19 пучками; б) с 61 пучком (Astronautics, I, 1961; Missiles and Rockets, 19. VI. 1961).



на орбите общей длительностью 23 часа. Направление тяги двигателей могло отклоняться на угол до  $20^\circ$ <sup>1)</sup>.

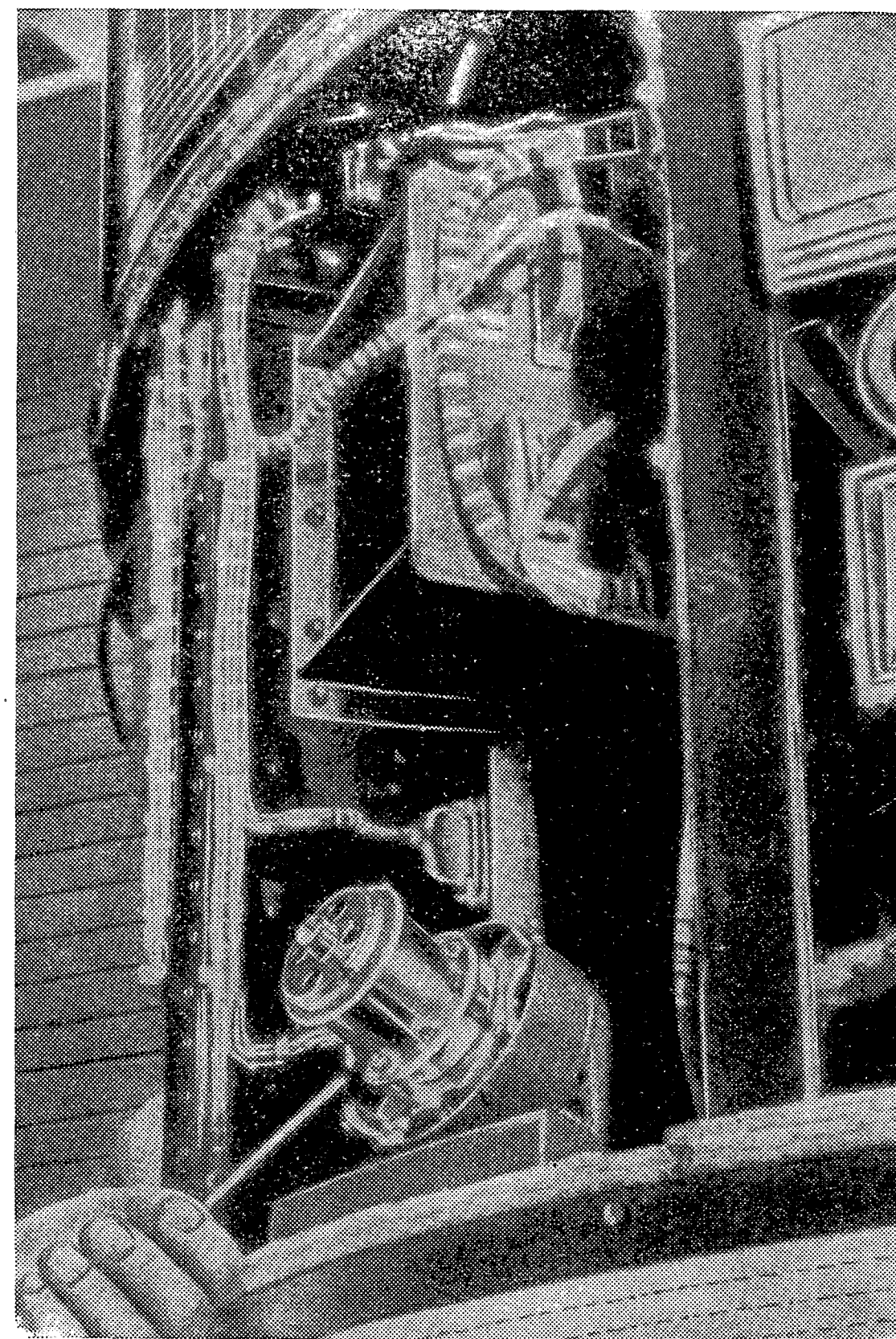


Рис. 81. Ионный двигатель фирмы Электро-Оптикал Системз, установленный на спутнике ATS-D (Aviation Week, 2. X. 1967).

С целью совершенствования своих двигателей с контактной ионизацией фирма осуществила детальное исследование и модифицировала все основные элементы таких

<sup>1)</sup> Aviation Week, 2. X. 1967, т. 87, № 14, стр. 87.



двигателей: ионный источник, систему подачи рабочего вещества к нему, ускоряющий электрод, нейтрализатор. Так, ионные источники в виде дисков из пористого вольфрама на молибденовой пластине (см. рис. 46) оказались недостаточно эффективными (пространство между дисками не используется для генерирования ионов) и были заменены источниками типа «заstrуги»<sup>1)</sup> (т. е. снежной поверхности, аэродированной ветром) со сплошной генерирующей поверхностью и периодически чередующимися индивидуальными «линзами» для фокусирования ионных пучков

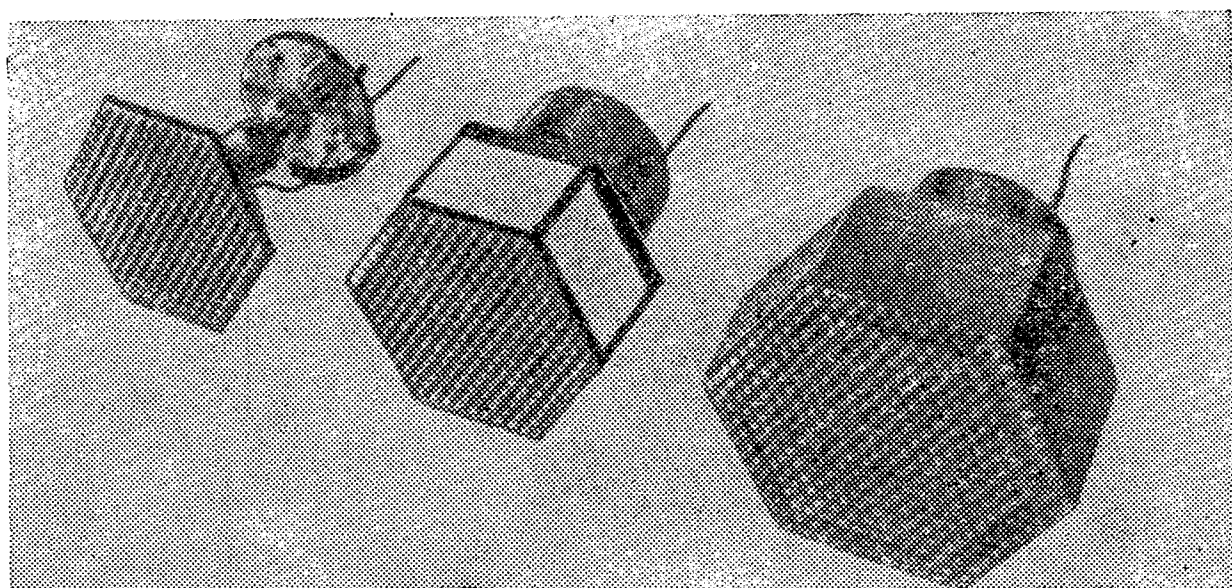


Рис. 82. Ионные источники типа «заstrуги» фирмы Электро-Оптикал Системз (J. Spacecraft, V, 1966, т. 3, № 5, стр. 744).

(рис. 82). Такие источники изготавливаются из вольфрама методами порошковой металлургии (из отдельных микрочастиц размером 2—10 мк), размер спекаемых и механически обрабатываемых «линз» примерно 3,8 мм; источники, показанные на рис. 82, предназначены для двигателя тягой 0,45 Г, генерирующего 243 ионных пучка. На рис. 83 показан двигатель модель М-1 тягой 0,45 Г с резервуаром на 9 кг цезия, ионизатор двигателя имеет диаметр 76 мм, диаметр каждой «линзы» 3,1 мм, и другой, усовершенствованный двигатель такой же тяги с «линзами» диаметром 2,65 мм. Система подачи цезия в этих двигателях рассчитана на работу в условиях невесомости, нейтрализатор — газоразрядного типа, эмитирующий электроны в ионный пучок с нагретой поверхности, покрытой цезием (рис. 84).

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, V, 1966, т. 3, № 5, стр. 744.

Работы по усовершенствованию ускоряющих электродов с целью уменьшения эрозии под действием быстро летящих ионов привели к созданию электрода, защищенного тонким поверхностным слоем жидкости<sup>1)</sup>, например, легкоплавкого металлического сплава. Наличие такого постоянно восстанавливающегося слоя толщиной не менее нескольких атомов практически сняло проблему эрозии электрода и, таким образом, обеспечило его должный рабочий ресурс.

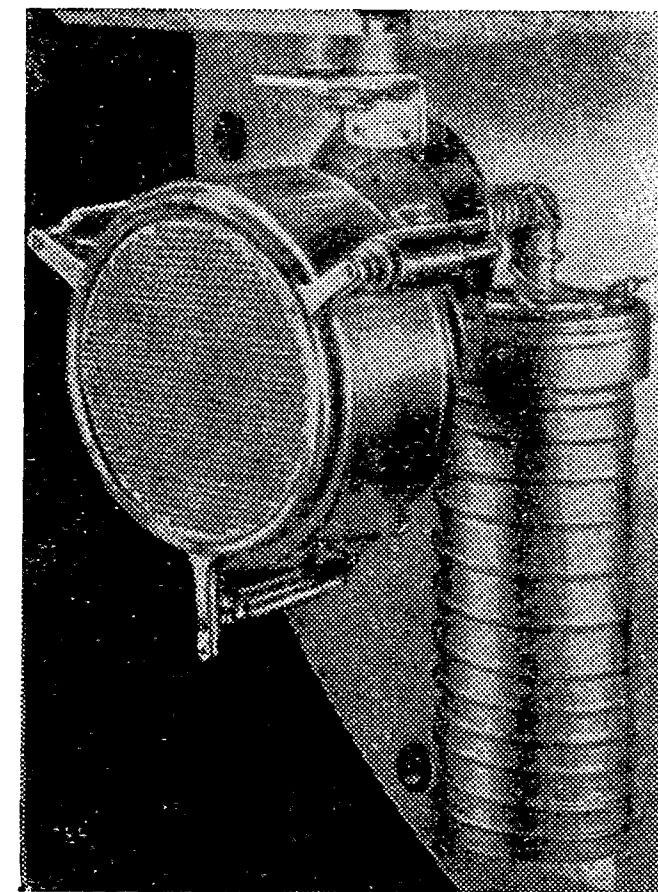
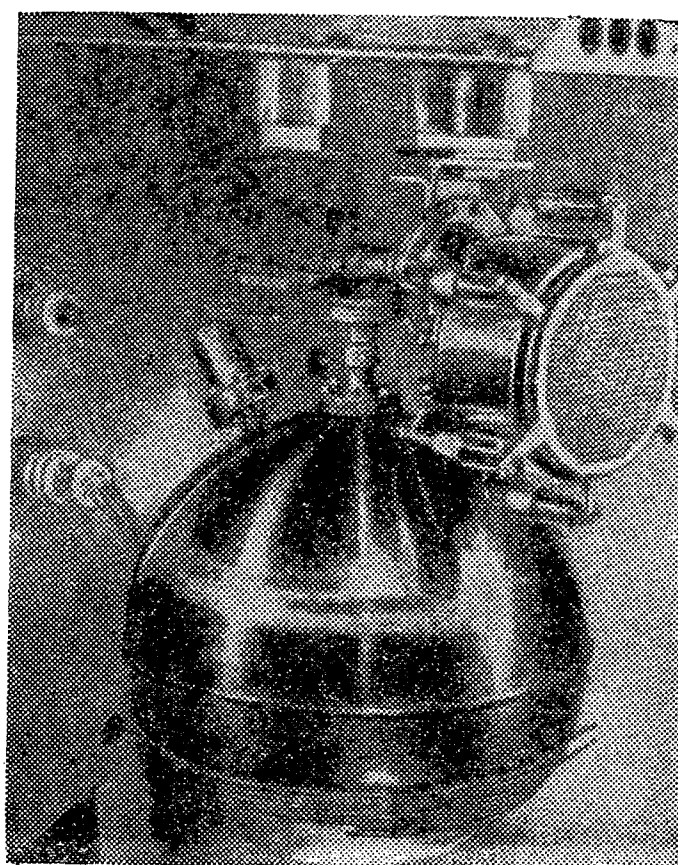


Рис. 83. Ионные двигатели фирмы Электро-Оптикал Системз тягой 0,45 Г с контактными ионизаторами типа «заstrуги». Слева — двигатель модель М-1 с баком на 9 кг цезия (J. Spacecraft, V, 1966, т. 3, № 5, стр. 744).

В декабре 1962 г. ВВС США осуществили первое летное испытание одного из многопучковых ионных цезиевых двигателей фирмы с контактной ионизацией. Этот двигатель весом 36 кг и тягой порядка 45 Г<sup>2)</sup> был установлен в носовом отсеке ракеты «Блю Скаут», совершившей полет по баллистической траектории. Однако дефекты оборудования вызвали неудачу испытаний — нужная информация получена не была<sup>3)</sup>.

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, VIII, 1966, т. 3, № 8, стр. 1269.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 15. X. 1962.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 1963, № 1.

В январе 1964 г. ракета «Блю Скаут Джуниор» снова вывела на баллистическую траекторию ионный двигатель фирмы с контактной ионизацией цезия; вес этого двигателя 1,36 кг, длина 20 см, диаметр 14 см. На этот раз

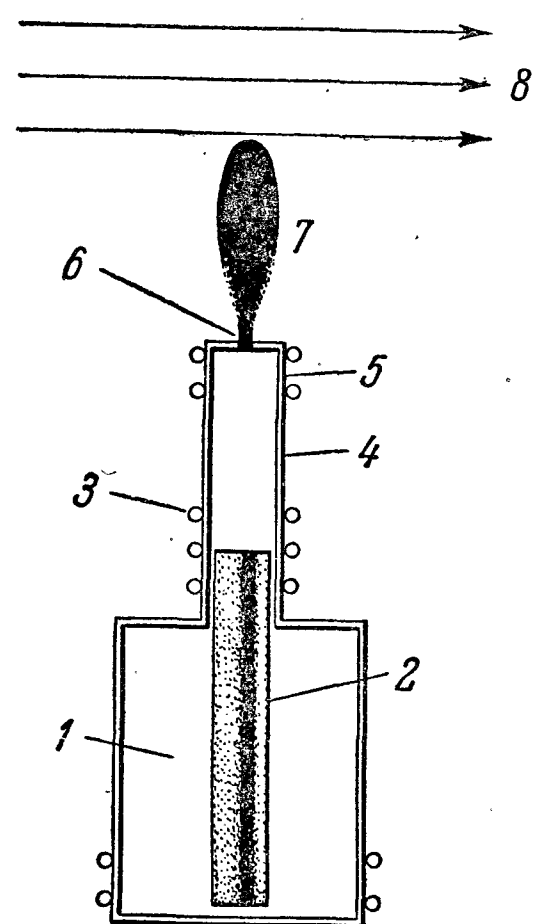


Рис. 84. Газоразрядный нейтрализатор ионных двигателей фирмы Электро-Оптикал Системз.

1 — резервуар с цезием, 2 — фитиль, 3 — нагреватель для испарения цезия, 4 — газоразрядная камера (заземлена), 5 — обогреватель катода, 6 — отверстие, 7 — разряд, 8 — поток положительных ионов (J. Spacecraft, V, 1966, т. 3, № 5, стр. 744).

испытания были сравнительно успешными, хотя траектория полета оказалась нерасчетной и двигатель работал меньше положенного времени<sup>1)</sup>.

В апреле 1965 г. впервые в США на орбиту был выведен спутник «Снапшот» с находящимся на борту ионным цезиевым двигателем фирмы с контактным ионным источником<sup>2)</sup>; электропитание двигателя осуществлялось бортовой ядерной энергетической установкой «Снап-10А», о которой будет рассказано ниже, в гл. 7. Вес двигателя примерно 1 кг, диаметр 63,5 мм, длина 190 мм, тяга 4,5 Г<sup>3)</sup>. Двигатель был включен по команде с Земли на следующий день после запуска и проработал около часа, а при вторичном включении была нарушена работа радиотелеметрической системы; ее удалось восстановить только после выключения двигателя<sup>4)</sup>.

Фирма Электро-Оптикал Системз разрабатывает такого же назначения двигателя и с ионизацией электронной бомбардировкой.

В 1966 г. она провела ресурсные испытания двигателя в течение 500 часов<sup>5)</sup>, в 1965 г. — длительные испытания в течение 2610 часов другого двигателя тягой 4,5 мГ при удельном импульсе 7000 сек<sup>6)</sup> (рис. 85).

<sup>1)</sup> Machine Design, 7. I. 1965, стр. 12.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 5. IV. 1965, т. 82, № 14, стр. 90.

<sup>3)</sup> Interavia Air Letter, 5. IV. 1965, № 5721, стр. 6.

<sup>4)</sup> New York Times 4, 9 и 16. IV. 1965.

<sup>5)</sup> Electronic News, 4. I. 1967, № 1, стр. 21.

<sup>6)</sup> Missile/Space Daily, 26. VII. 1965, т. 14, № 17, стр. 143.

Вес этого микроракетного двигателя (с запасом рабочего вещества — цезия 2,3 кг) равен 4,5 кг<sup>1)</sup>. В конструкцию двигателя внесены существенные усовершенствования, что позволяет зарубежной печати считать его двигателем «второго поколения». В частности, это касается конструкции катода двигателя, эмитирующего электроны в цезиевую плазму, заполняющую газоразрядную камеру. Дело в том, что катод обычного газоразрядного ионного двигателя

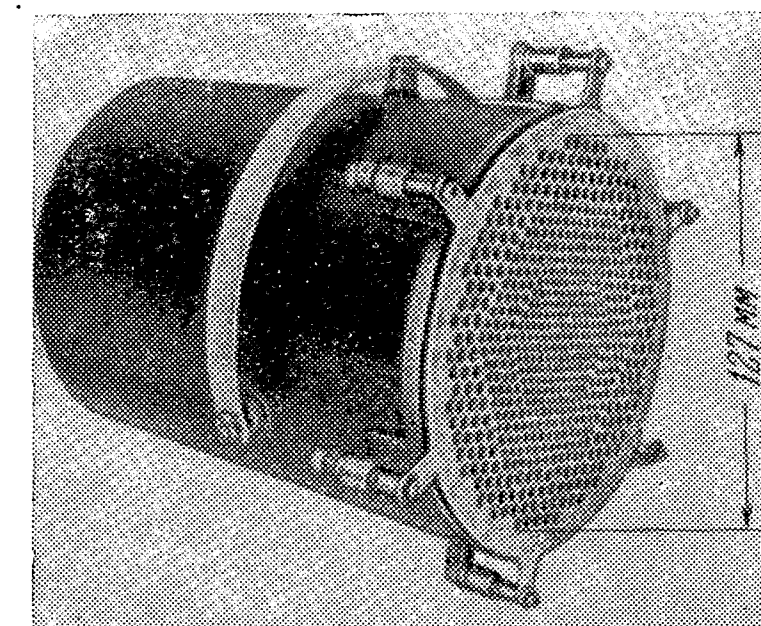
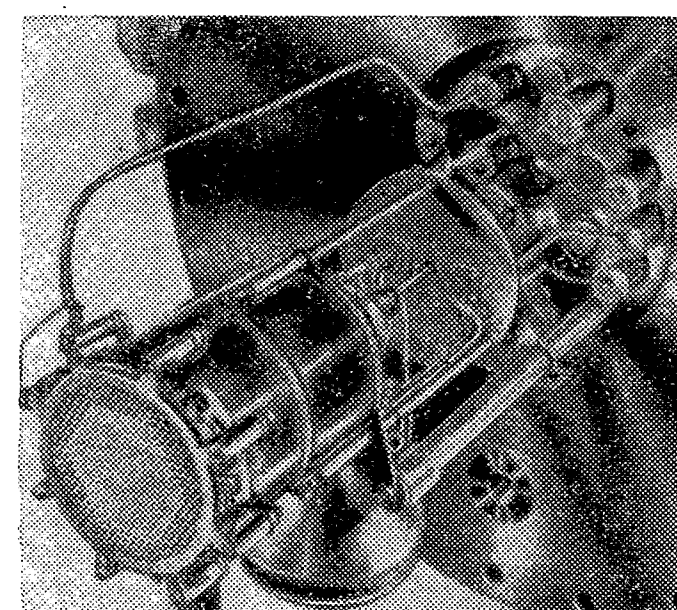


Рис. 85. Прошедший длительные испытания ионный двигатель с газоразрядным ионным источником и электромагнитом фирмы Электро-Оптикал Системз. Под двигателем находится сферический бачок с цезием. Справа показан двигатель такого же типа с постоянным магнитом (J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7, стр. 1093).

прежде всего ограничивает его ресурс, поскольку он оказывается подверженным сильной эрозии. Чтобы обеспечить большой необходимый ресурс двигателя (он считается равным 10 000—20 000 часам), в новом двигателе применен так называемый автокатод, срок службы которого практически не ограничен. Схема двигателя приведена на рис. 86<sup>2)</sup>. Его катод (рис. 87) имеет изготовленный из тантала эмиттер электронов, подогреваемый ударами ионов до температуры 600°С; при течении рабочего вещества через катод на его поверхности отлагается постоянно существующий (автоматически восстанавливающийся) тонкий слой цезия, защищающий катод от эрозии<sup>3)</sup>. Другим

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 1965, т. 17, № 4, стр. 22.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», X, 1967, № 10, стр. 58.

<sup>3)</sup> Space/Aeronautics, II, 1968; VI, 1967, стр. 92.



новшеством в конструкции двигателя является геометрия выходных «сопел» двигателя — в центре, где плотность ионного потока больше, диаметр отверстий меньше, чтобы

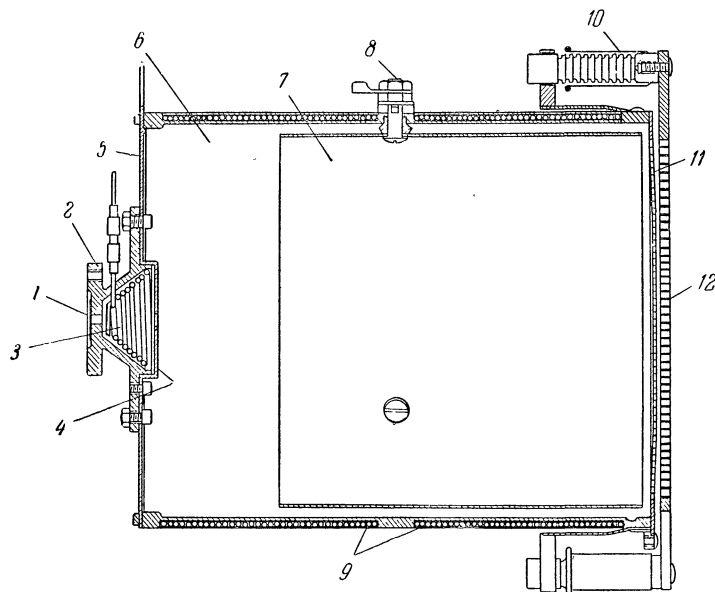


Рис. 86. Схема ионного двигателя фирмы Электро-Оптикал Системз с автокатодом и электромагнитом.

1 — подвод рабочего вещества (паров цезия), 2 — автокатод, 3 — трубчатый танталовый эмиттер электронов с коаксиальным подогревателем, 4 — перфорированная пластина, 5 — пластина для установки катода, 6 — газоразрядная камера, 7 — анод, 8 — опора анода и подвод электропитания к нему, 9 — обмотка электромагнита, 10 — узел изоляции и подвески ускоряющего электрода, 11 — экранирующий электрод, 12 — ускоряющий электрод (J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7, стр. 1093).

сделать тягу отдельных пучков примерно одинаковой. Совершенствование конструкции ионных двигателей с газоразрядной ионизацией позволило фирме провести их рекордные в США по длительности испытания. Так в 1965—1966 гг. один такой двигатель тягой 3 Г испытывался в барокамере непрерывно в течение 8189 часов, т. е. 341 сутки<sup>1)</sup>. Удельный импульс равнялся 5010 сек, к. п. д. 72,3%, мощность двигателя 1 квт. Испытание закончилось 1 ноября только вследствие израсходования всего

<sup>1)</sup> Flight, 12. I. 1967, № 3018, стр. 69.

имевшегося запаса цезия<sup>1)</sup>, ежедневный его расход составлял чуть больше 50 г<sup>2)</sup>.

Вторая ведущая в США в области электростатических ракетных двигателей фирма Хьюз Эркафт также разработала ряд ионных двигателей. В частности, экспериментальный двигатель тягой примерно 7 Г (его длина равна 203 мм и диаметр 127 мм) предполагалось испытать в баллистическом полете на ракете «Скаут» еще в 1963 г.

Для этого была создана специальная испытательная установка, показанная на рис. 88; один из двух испытываемых двигателей раскручивает ракету в полете, а другой ее тормозит, что позволяет по скорости вращения ракеты определить тягу двигателей. По опубликованным сведениям и это испытание было неудачным.

Неудачным было и испытание, проведенное в 1964 г. также с помощью ракеты «Скаут»; в этом случае испытательная установка SERT 1 примерно такого же типа имела также два двигателя, один из них — фирмы Хьюз, и именно этот двигатель не сработал, вероятно, из-за короткого замыкания, тогда как испытания второго двигателя были успешными, как об этом будет сказано ниже<sup>3)</sup>.

Внешний вид цезиевого ионного двигателя тягой 45 Г, разработанного фирмой Хьюз, показан на рис. 89; в этом двигателе поток ионов выходит через кольцевую щель<sup>4)</sup>. Еще один двигатель фирмы развивает тягу около 300 Г при удельном импульсе 7750 сек; его ресурс считается равным 1000 часов, к 1963 г. он проработал 50 часов<sup>5)</sup>.

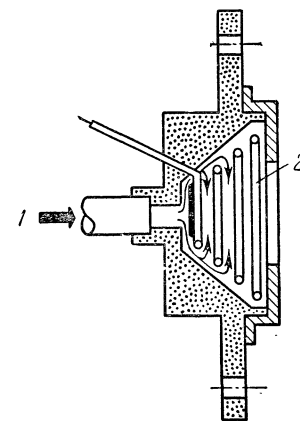


Рис. 87. Устройство «автокатода».

1 — подача цезия; 2 — коаксиальный трубчатый нагревательный элемент, используемый только при пуске двигателя (Journal of the British Interplanetary Society, 1963—1964, т. 19, стр. 319).

<sup>1)</sup> Technology Week, 5. XII. 1966.

<sup>2)</sup> Space World, II, 1968, № E-2-50, стр. 41.

<sup>3)</sup> Raumfahrtforschung, 1966, H. 4, стр. 188.

<sup>4)</sup> Flugwelt, 1961, № 12; Flight, 1961, № 2744 и др.

<sup>5)</sup> VDI-Zeitschrift, 1963, т. 105, № 12.

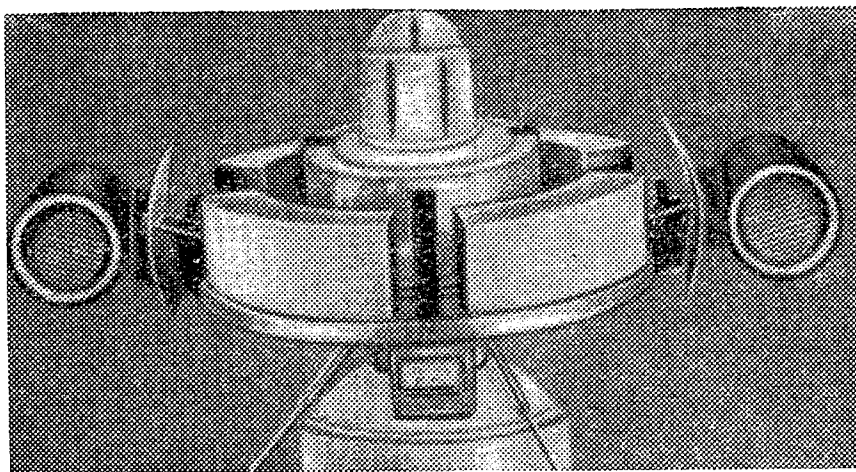


Рис. 88. Установка для испытаний ионных двигателей фирмы Хьюз на ракете «Скаут» (Aviation Week, 4. IX. 1961).

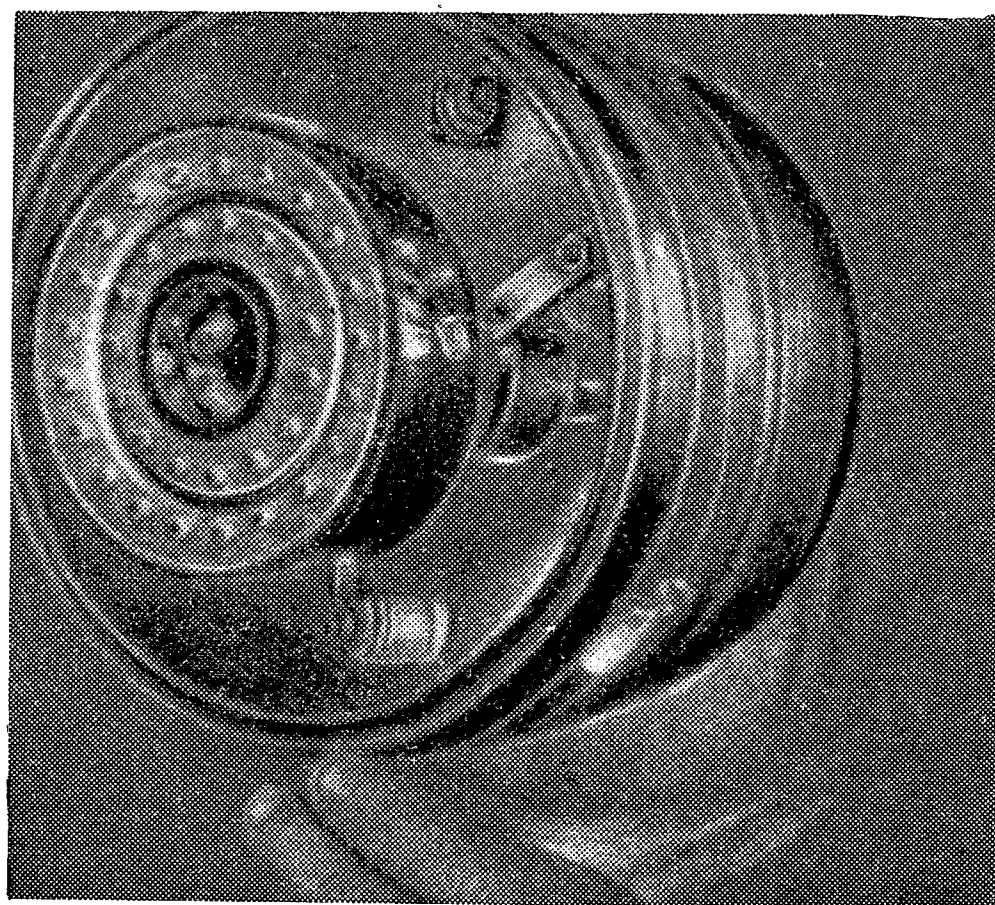


Рис. 89. Цезиевый ионный ракетный двигатель фирмы Хьюз тягой 45 Г (Aviation Week, № 14, 75, 1961).

Микроракетный двигатель этой фирмы тягой 22 мГ при удельном импульсе 6000 сек, также работающий на цезии с вольфрамовым ионным источником, предполагается довести до ресурса 100 000 часов<sup>1</sup>). Для подогрева ионизатора

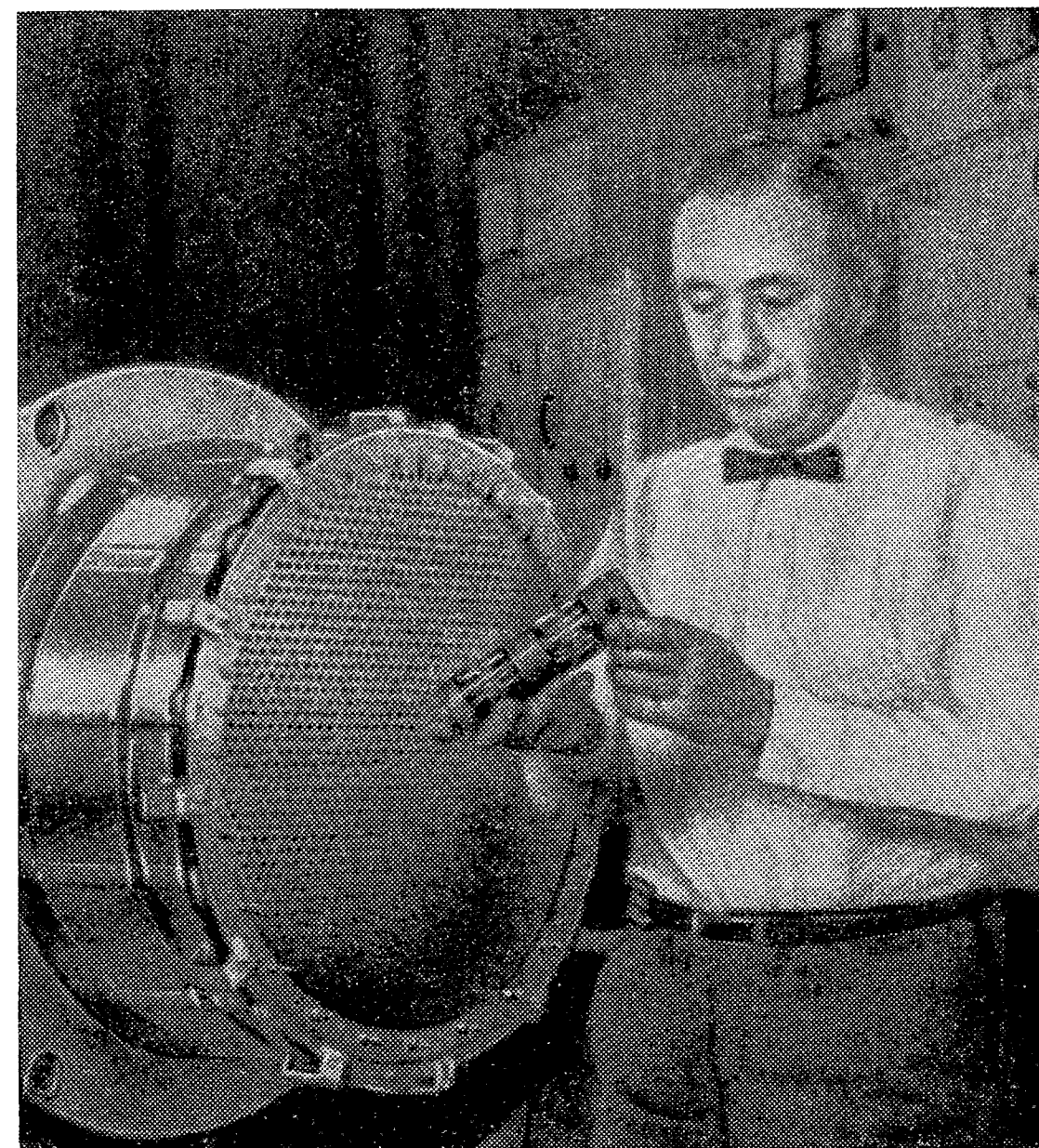


Рис. 90. Ионные двигатели фирмы Хьюз тягой 57 Т и 10 мГ (Flight, 8. IV. 1965).

в нем предполагается использовать в дальнейшем радиоизотопный источник тепла, что должно значительно повысить к. п. д. двигателя и поэтому считается весьма перспективным. На рис. 90 показаны два ионных двигателя с электронной бомбардировкой фирмы Хьюз — большой, диаметром 50 см, развивающий тягу примерно 57 Г при мощности 30 квт, и микроракетный тягой 10 мГ<sup>2</sup>).

Микроракетные двигатели фирмы Хьюз, предназначенные для использования в системах стабилизации и ориента-

<sup>1</sup>) Missiles and Rockets, 11. IV. 1966.

<sup>2</sup>) Flight, 8. IV. 1965, стр. 526.



ции искусственных спутников Земли, выполняются конструктивно в двух формах — с круглым и ленточным ионным пучком (рис. 91 и 92). В обоих случаях осуществляется электростатическое отклонение ионного пучка на угол до  $30^\circ$  с целью управления вектором тяги двигателя;

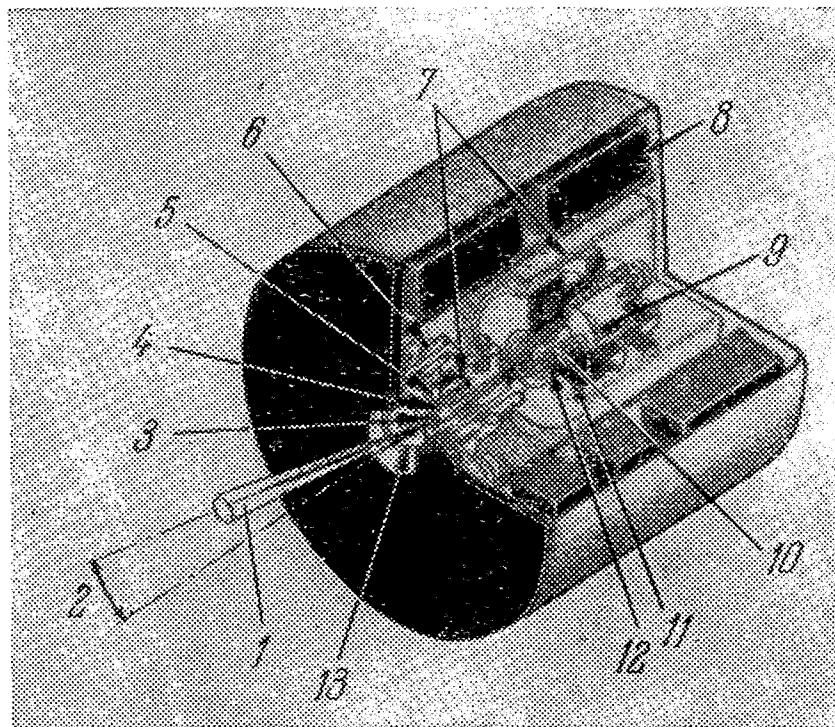


Рис. 91. Разрез микроракетного ионного двигателя тягой 4,5 Г фирмы Хьюз с электростатическим отклонением круглого ионного пучка. Вес двигателя 1,36 кг, мощность 15 вт, удельный импульс 5200 сек.

1 — ионный пучок, 2 — угол отклонения пучка, 3 — сегментный ускоряющий электрод, 4 — ионизатор, 5 — фокусирующий электрод, 6 — высоковольтная изоляция, 7 — тепловые экраны, 8 — блок электропитания, 9 — клапан, 10 — герметическое уплотнение, 11 — цезий (в пористом металле), 12 — нагреватель испарителя, 13 — нейтрализатор (J. Spacecraft, XII, 1966, т. 3, № 12, стр. 1772).

для этого ускоряющий электрод выполняется из сегментов, либо же за ним располагаются специальные отклоняющие электроды (рис. 93). Один из цезиевых двигателей с контактным ионизатором фирмы с ленточным пучком мощностью 3 квт имеет размеры  $127 \times 102$  мм; указывается, что возможно объединение большого числа таких двигателей в «связку» мощностью в несколько тысяч киловатт<sup>1)</sup>. В системе управления положением спутника, разработанной фирмой и получившей обозначение «Марк 1», применены двигатели с круглым ионным пучком тягой 0,68 Г и двигатели с ленточным пучком тягой 0,23 кг<sup>2)</sup>. Вес этой

системы 45 кг, потребляемая мощность 200 вт<sup>3)</sup>. Разрабатывается улучшенный вариант системы «Марк 2», меньшей по размерам, более легкой и эффективной; она предназначена для спутника весом 450 кг. Ее вес 25 кг, мощность 150 вт. Система состоит из 12 ионных двигателей тягой по 0,135 Г, объединенных в четыре блока по три

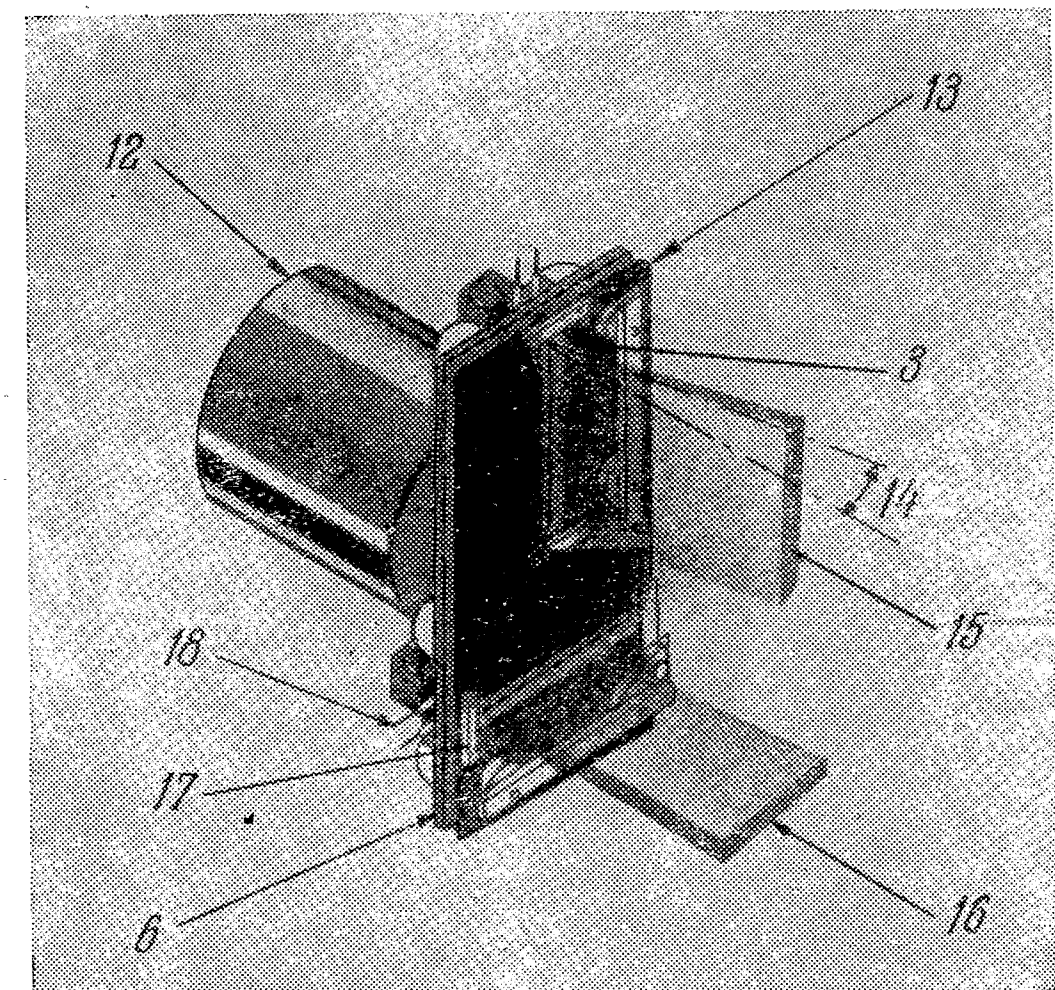
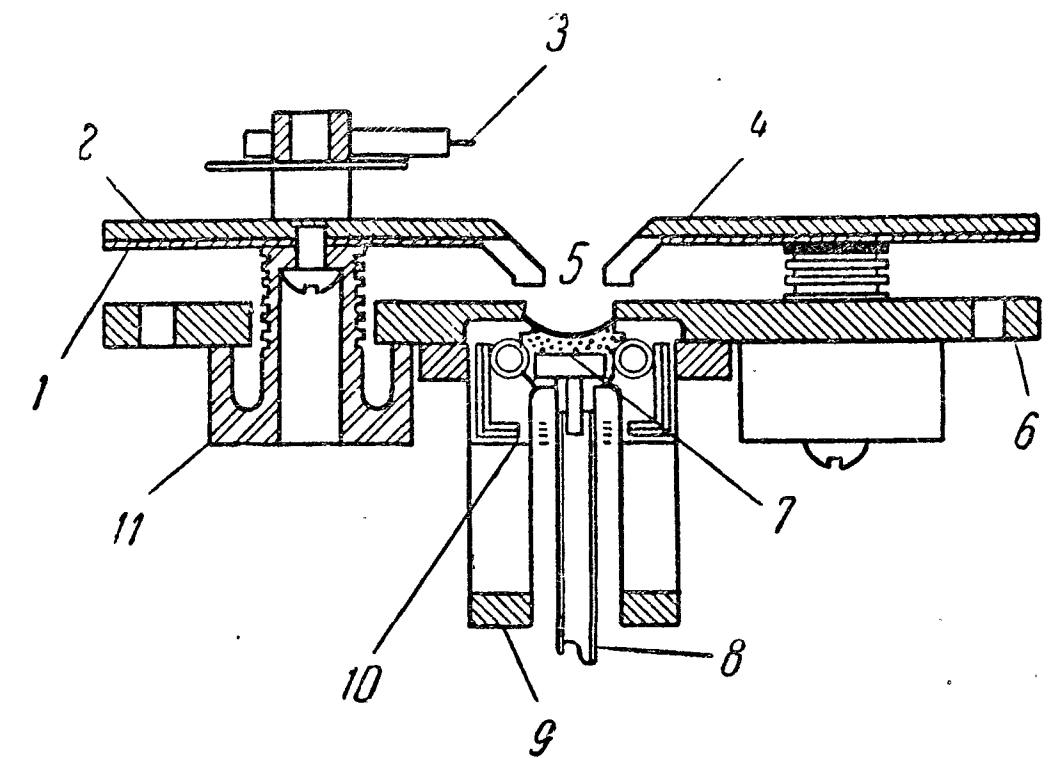


Рис. 92. Ионные двигатели фирмы Хьюз с ленточным ионным пучком. Вверху — схема двигателя с одним пучком, внизу — внешний вид двигателя с двумя пучками во взаимно перпендикулярных плоскостях.

1 — медь, 2 — оксидированная нержавеющая сталь, 3 — нейтрализатор, 4 — ускоряющий электрод, 5 — щель для выхода ионного пучка, 6 — фокусирующий электрод (молибден), 7 — ионизатор, 8 — трубка подвода цезиевого пара, 9 — опора ионизатора, 10 — тепловые экраны, 11 — высоковольтный изолятор-опора (кремнезем), 12 — система подачи цезия, 13 — сегментный ускоряющий электрод, 14 — угол отклонения ионного пучка, 15 — отклоненный пучок, 16 — неотклоненный пучок, 17 — изоляция, 18 — нагреватель ионизатора (J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7, стр. 1080; XII, 1966, т. 3, № 12, стр. 1772).

<sup>1)</sup> Aviation Week, 3. II. 1964, стр. 54.

<sup>2)</sup> Aviation Week, I, 1964, т. 80, № 4, стр. 77.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 18. I. 1965, т. 16, № 3, стр. 21.

двигателя, из которых два служат ориентации синхронного спутника, а один — для корректировки его орбиты<sup>1)</sup>.

Управление по авиации и исследованию космического пространства США, по заказам которого выполняются многие из перечисленных выше работ, само разрабатывает ионные двигатели, а также электроракетные двигатели других типов. В своем Исследовательском центре

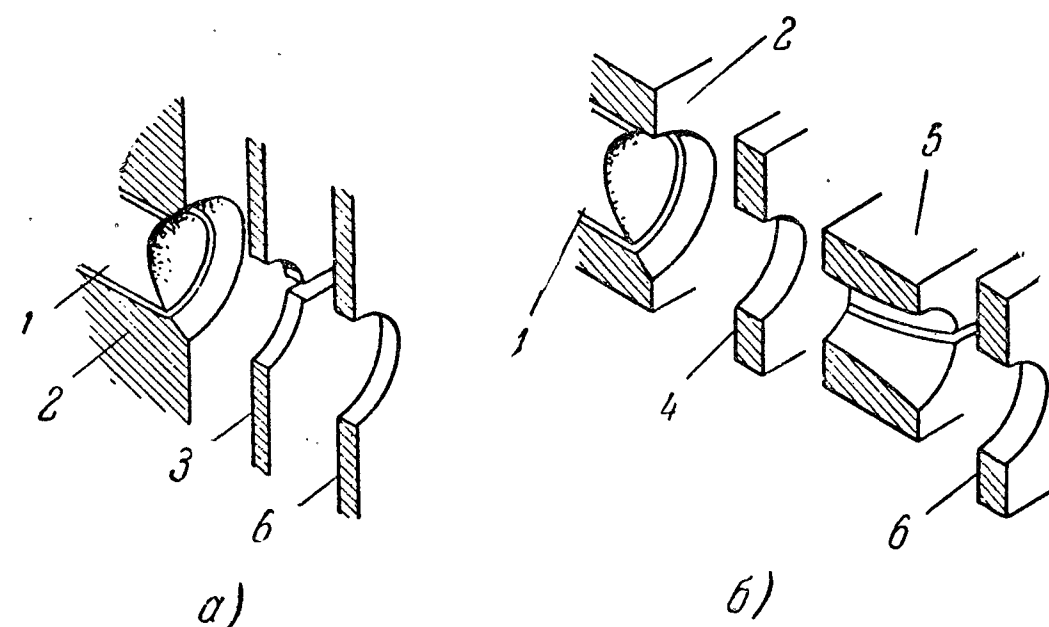


Рис. 93. Схемы устройств для электростатического отклонения ионного пучка (фирма Хьюз). а) С разрезным (сегментным) ускоряющим электродом; б) со специальными отклоняющими электродами.

1 — ионный источник, 2 — фокусирующий электрод, 3 — разрезной (сегментный) ускоряющий электрод; 4 — ускоряющий электрод обычного типа (цельный), 5 — отклоняющие электроды, 6 — замедляющий электрод (J. Spacecraft, XII, 1966, т. 3, № 12, стр. 1772).

им. Льюиса оно создало специальную высотную лабораторию для исследования этих двигателей. Одной из первых экспериментальных установок этой лаборатории была вакуумная высотная камера диаметром примерно 1500 мм и длиной около 5100 мм с вакуумом ниже  $10^{-7}$  мм рт.ст. (большее давление непригодно из-за столкновений ионов с атомами внутри камеры), создаваемым масляными диффузионными насосами. Камера снабжена конденсатором площадью 68 м<sup>2</sup> с охлаждением водой или жидким азотом, что и позволяет получать указанное разрежение, которое иначе потребовало бы использования больших батарей сложных вакуумных насосов. В 1962 г. в этой лаборатории

<sup>1)</sup> Interavia Air Letter, 5. IV. 1965, № 5721, стр. 6.

пущены в эксплуатацию две новые «космические» камеры для испытания более мощных двигателей со всеми агрегатами, системой электропитания и пр. Одна из этих камер имеет длину 21 м и диаметр 7,5 м, другая соответственно 18 и 4,5 м.

По сообщениям печати, один из цезиевых ионных двигателей, созданный лабораторией электроракетных двигателей центра Льюиса (рис. 94), развил при испытаниях удельный импульс 12 900 сек (с вольфрамовым ионным источником), другой — удельный импульс более

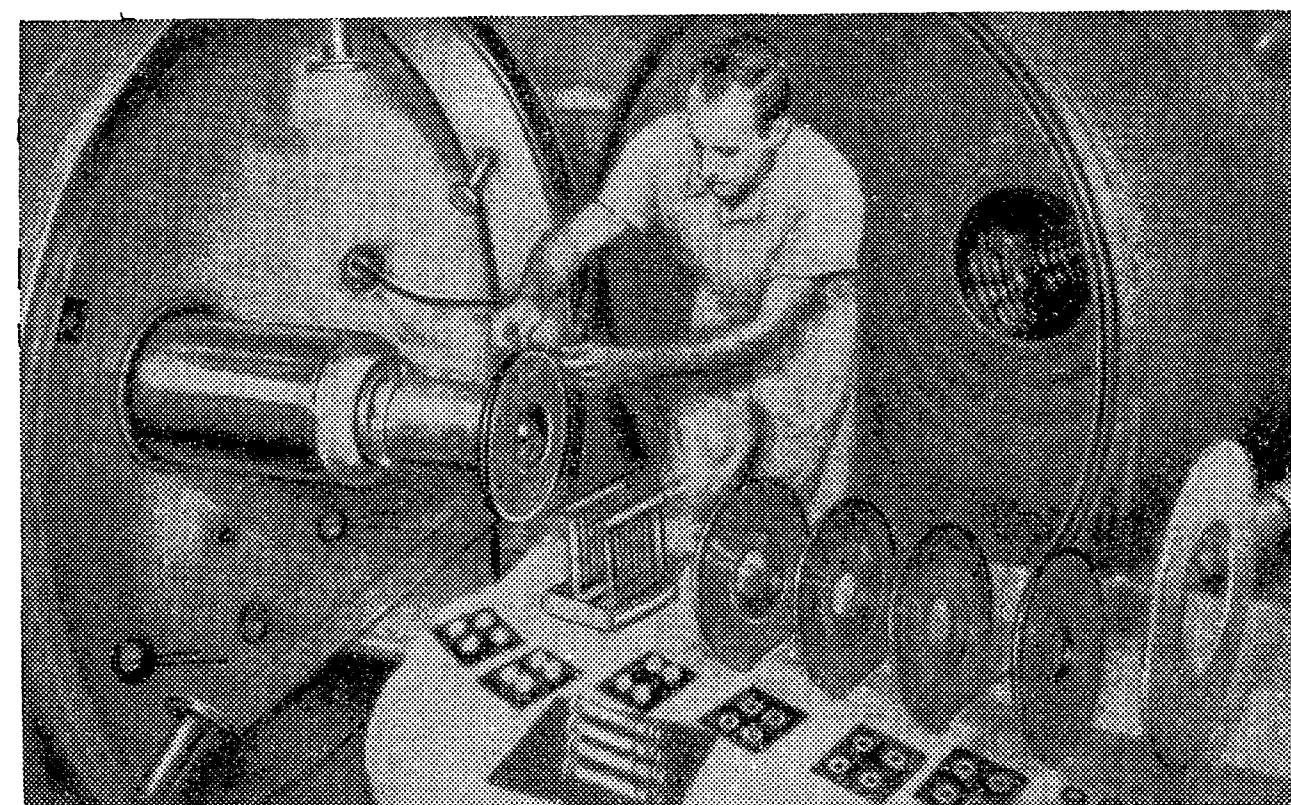


Рис. 94. Монтаж ионного двигателя Исследовательского центра им. Льюиса (США) в барокамере для испытаний. Слева показан бачок с цезием, рядом с ним стоят две вольфрамовые ионизационные решетки, затем четыре черных диска с тонкой сеткой в центре — ускоряющие электроды (Missiles and Rockets, 19. X 1959; Aeroplane, № 2519, 1960 и др.).

8500 сек (ионный источник с электронной бомбардировкой).

Лаборатория проводит большую работу с ионными двигателями, работающими на ртути с источником последнего типа (рис. 95).

Разрабатывая летные образцы подобных двигателей, лаборатория создала систему подачи ртути в условиях невесомости, характерных для космического полета (ускорение аппарата, создаваемое самими двигателями,



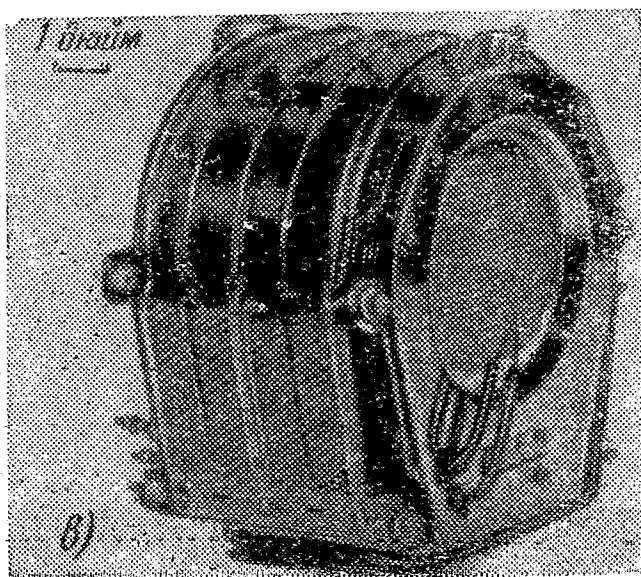
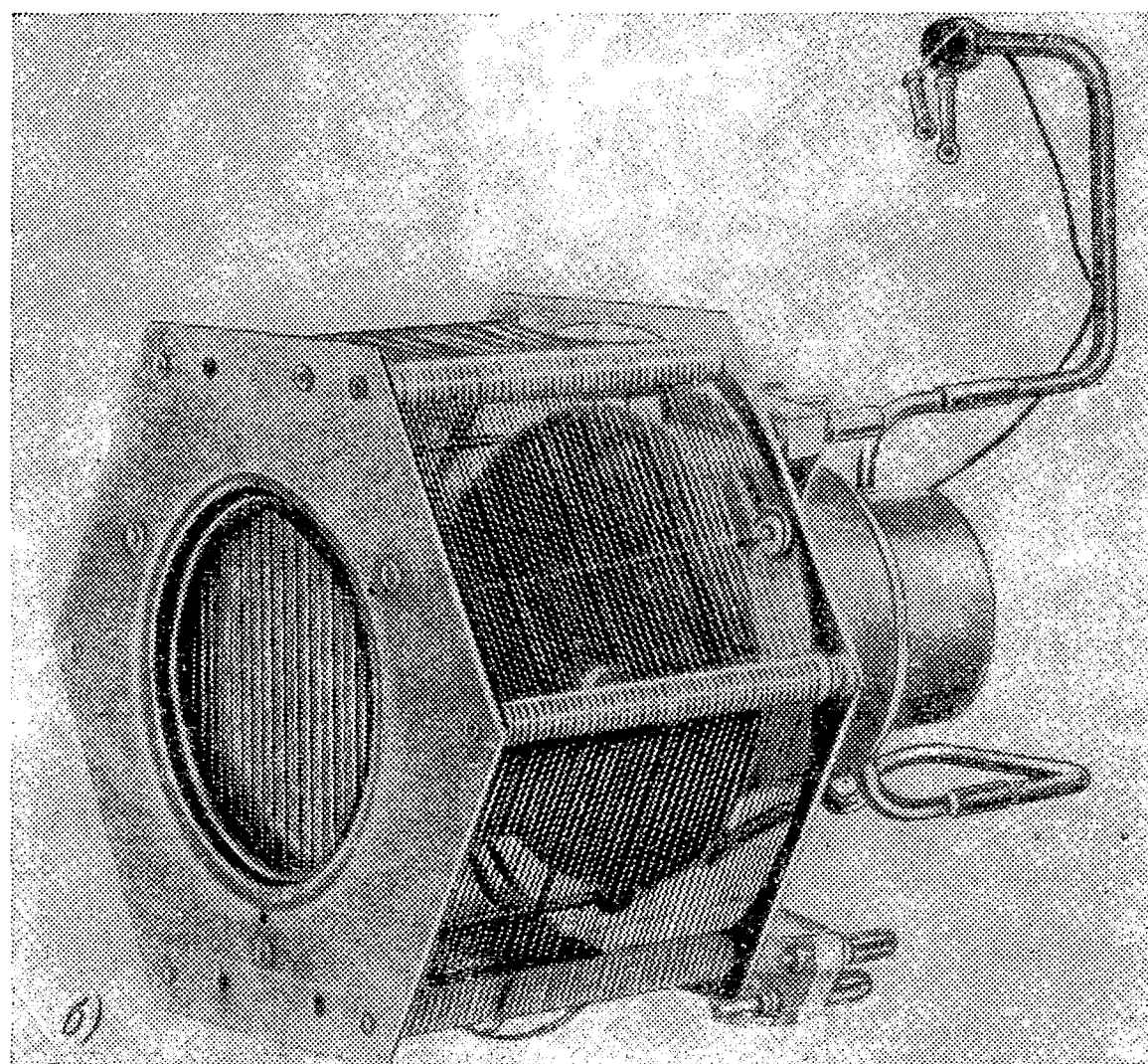
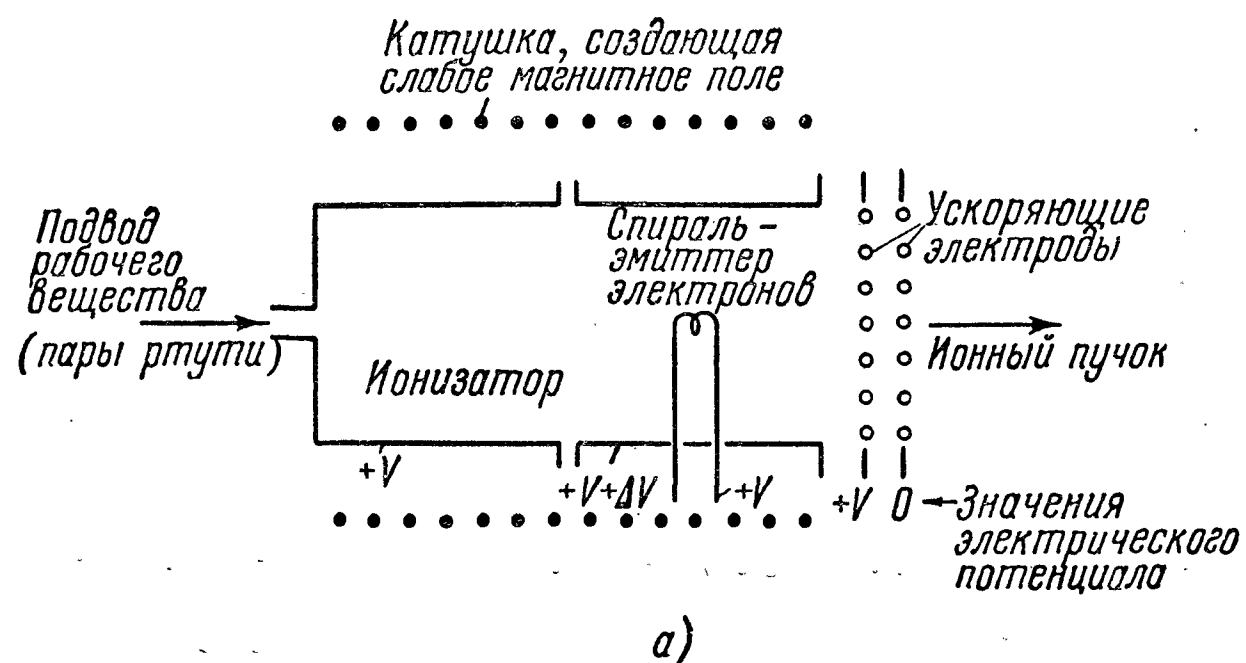


Рис. 95. Схема (а) и внешний вид экспериментального (б) и летного (в) образцов ионного ракетного двигателя Исследовательского центра им. Льюиса (США) с ионизацией рабочего вещества методом электронной бомбардировки (газового разряда) (New Scientist, 30. VII. 1964, стр. 265).

ничтожно малó). Ртуть, содержащаяся в титановом баке, выдавливается из него для подачи в двигатель упругой диафрагмой из неопренового каучука<sup>1)</sup>. На 5-й конференции по электроракетным двигателям в США (март 1966 г.) фирма Хьюз доложила о разработанном ею жидкометаллическом катоде для ртутных ионных двигателей центра Льюиса<sup>2)</sup>; в этом катоде, подобном уже давно применяемому в ртутных выпрямителях и дуговых газоразрядных лампах, используется принудительная подача (поршневым насосом) рабочего вещества (ртути) для работы в условиях невесомости<sup>3)</sup>. Ртуть вытекает через небольшое отверстие в молибденовом катоде, образуя мениск<sup>4)</sup>. Ресурсные испытания катода длились более 5000 часов, из них более 4000 часов — на ионном двигателе. Удельный импульс при этом находился в диапазоне 3000—8000 сек. Фирма работает также над двигателями с плоским ленточным ионным пучком<sup>5)</sup>.

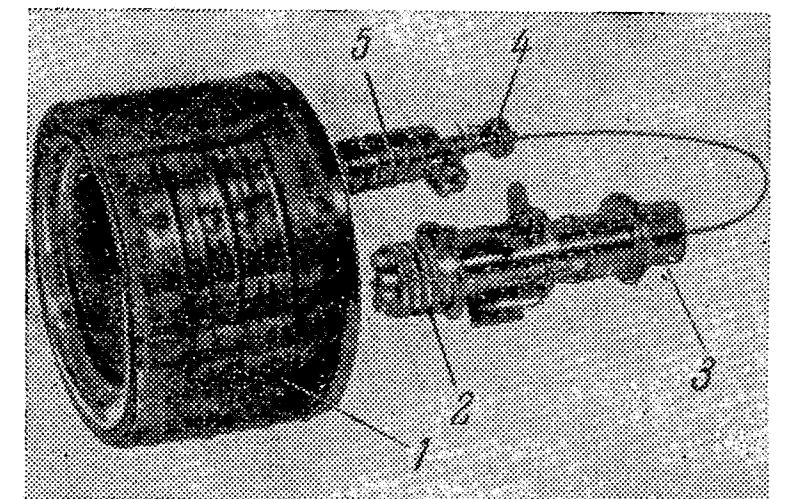


Рис. 96. Ионный двигатель Центра им. Льюиса, работающий на ртути.

1 — тяговая камера, 2 — устройство подачи ртути, 3 — резервуар с ртутью, 4 — испаритель, 5 — изолятор.

В последнее время Лаборатория уделяет значительное внимание разработке ионных двигателей, предназначенных для длительных полетов в глубины космоса, например, межпланетных. С одной стороны, эта работа связана с повышением надежности двигателей, увеличением их ресурса, продолжительности работы, возможным уменьшением габаритов и веса.

Одним из примеров подобных «летных» двигателей является изображенный на рис. 96; этот двигатель с газоразрядным ионным источником был испытан

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 11. IV. 1966.

<sup>2)</sup> J. Spacecraft, V, 1967, т. 4, № 5, стр. 599.

<sup>3)</sup> «Ракетная техника и космонавтика», VIII, 1967, т. 5, № 8, стр. 128.

<sup>4)</sup> Space/Aeronautics, VI, 1967, стр. 92.

<sup>5)</sup> J. Spacecraft, V, 1967, т. 4, № 5, стр. стр. 610.



фирмой Хьюз в течение 500 часов; он работает на ртути<sup>1)</sup>; об испытаниях другого двигателя, мощностью 1 квт, в течение 8189 часов, проведенных в лаборатории фирмы Хьюз, говорилось выше. Другое направление этих работ заключается в попытках увеличения мощности двигателей, как путем создания блоков-связок из ряда двигателей меньшей мощности (рис. 97), так и разработкой единичных двигателей большой мощности. Двигатель больших размеров, изображенный на рис. 98 вместе с обычным двигателем, примерно в шесть раз меньшим, имеет диаметр 50 см, мощность его реактивной ионной струи равна 27 квт, удельный импульс 9100 сек, к. п. д. 79%, удельный вес 0,7 кг/квт<sup>2)</sup>. Тяга двигателя находится в диапазоне 0,5—1 кг. Правда, для совершения межпланетного полета требуется еще гораздо более мощный двигатель, мощностью порядка мегаватт. Характерно в этом смысле сообщение, сделанное на конференции по электроракетным двигателям в США в сентябре 1967 г., о проведенных экспериментах с ионным двигателем кауфмановского типа диаметром 1,5 м<sup>3)</sup>. Из других докладов на этой конференции следует отметить доклады, посвященные: усовершенствованию термоэлектронных катодов для двигателей этого же типа; ионным двигателям с жидким ртутным катодом; ионным двигателям, в которых вместо обычных электродов применен слой электронов, вращающихся в магнитном поле; ионным двигателям с контактной ионизацией и радиоизотопным подогревом ионизатора и др.<sup>4)</sup>.

Ионный двигатель центра Льюиса был первым электроракетным двигателем США, прошедшим летные испытания. Эти испытания были проведены в июле 1964 г. с помощью ракеты «Скаут», совершившей суборбитальный космический полет. Двигатель с электронной бомбардировкой тягой 2,3 Г<sup>5)</sup> работал на ртути, его вес составлял 5,3 кг, диаметр 18,8 см, удельный импульс 5900 сек (рис. 99). Один из двух установленных на ракете и испытывающихся ионных двигателей (фирмы Хьюз), как об этом упоминалось выше, не сработал из-за короткого замыкания, другой (центра Льюиса) работал хорошо

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, V, 1967, т. 4, № 5, стр. 603.

<sup>2)</sup> New Scientist, 23. VII. 1964, № 401, стр. 222.

<sup>3)</sup> «Вопросы ракетной техники», II, 1968, № 2.

<sup>4)</sup> AIAA Bull., 1967, т. 4, № 9, стр. 128.

<sup>5)</sup> По другим данным 2,9 Г (Missiles and Rockets, 26. VII. 1965).

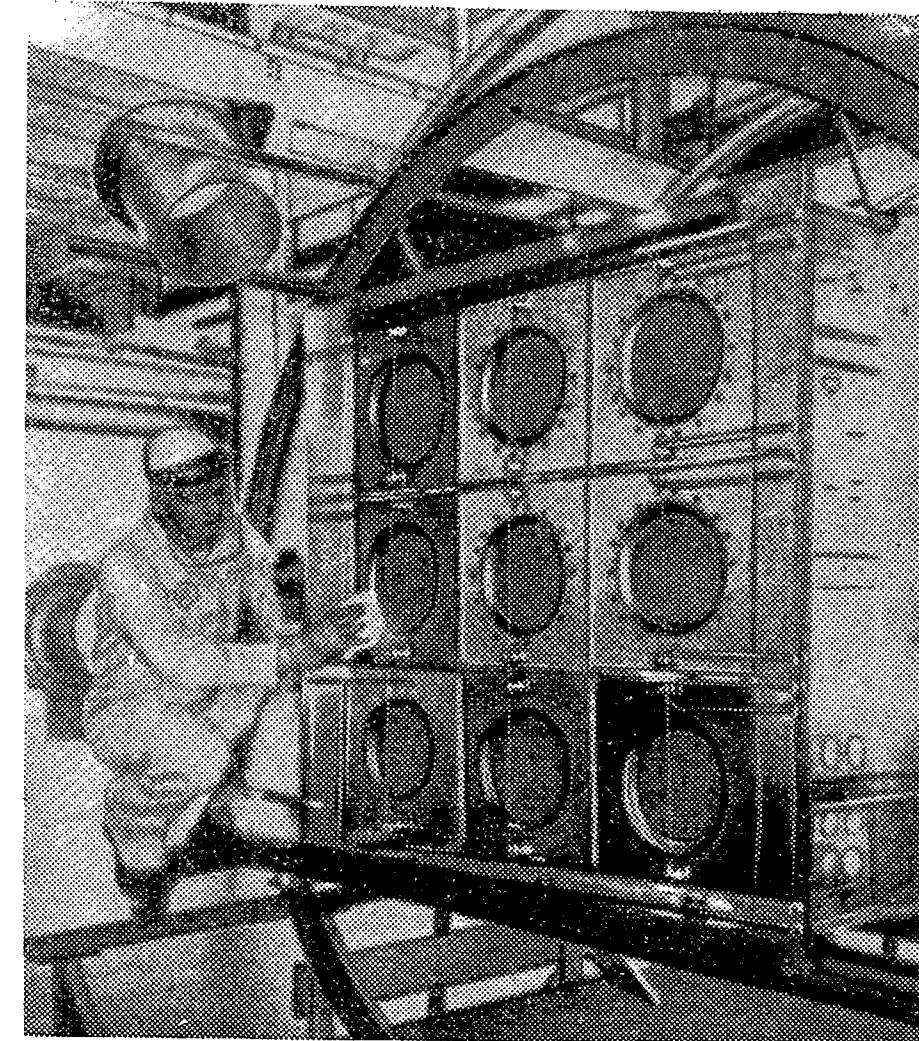


Рис. 97. Блок девяти ионных двигателей Центра Льюиса. Установка подготавливается для испытания в барокамере (Flight, 17. IX. 1964).

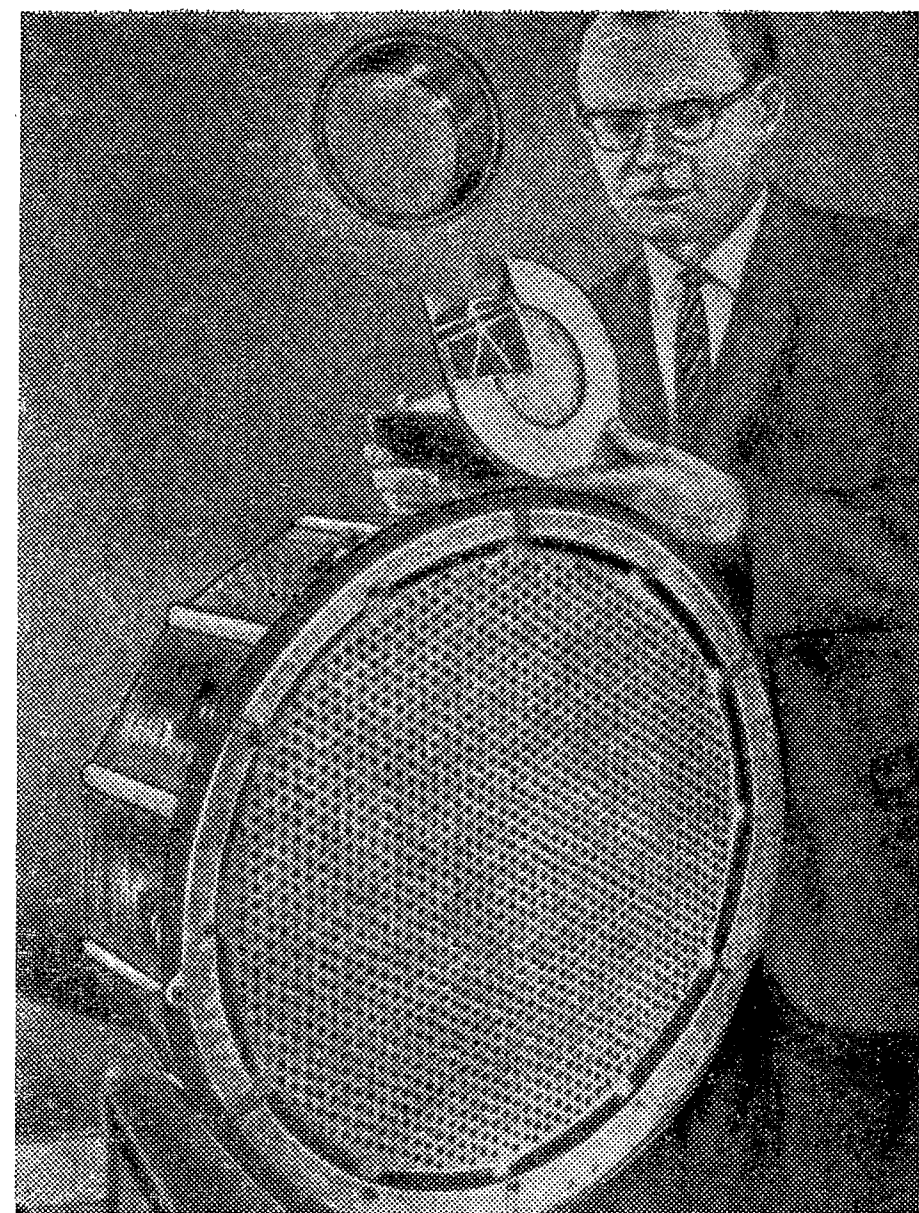


Рис. 98. Мощный ионный двигатель с электронной бомбардировкой Центра Льюиса (Aviation Week, 27. VII. 1964, т. 21, № 4, стр. 46)

в течение 30 минут, причем его останавливали и снова запускали по команде с земли. Основной задачей испытания была проверка работы системы нейтрализации ионного пучка. Вся испытательная установка, смонтированная на носке ракеты (она получила обозначение SERT 1), весила примерно 170 кг, ракета достигла высоты 4000 км, об-

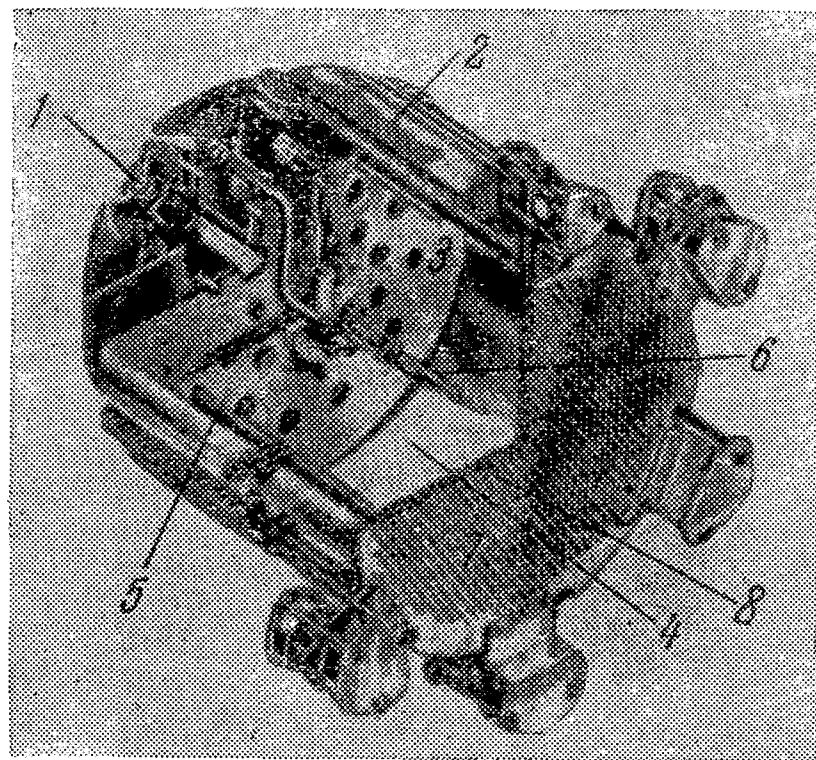


Рис. 99. Разрез ионного двигателя Центра Льюиса, испытывавшегося в суборбитальном космическом полете 20 июля 1964 г.

1 — испаритель ртути, 2 — магнитная катушка, 3 — распределительная пластина, 4 — ионная (газоразрядная) камера, 5 — анод, 6 — катод, 7 — экран, 8 — ускоряющий электрод. (J. Spacecraft, VI—VII, 1965, т. 2, № 4, стр. 577).

импульс 4500 сек<sup>2</sup>). Из-за малой мощности солнечной энергоустановки (по разным сообщениям от 0,5 до 1,5 кВт<sup>3</sup>) двигатели могут работать лишь поочередно. К.п.д. двигателя равен 0,86<sup>4</sup>). На рис. 102 приведен рисунок установки SERT 2, которая 4 февраля 1970 г. была

щая длительность полета достигла 50 мин<sup>1</sup>) (рис. 100). На рис. 101 приведены принципиальные схемы обоих двигателей установки SERT 1.

Летные испытания двигателей по программе SERT предполагалось продолжить в 1968—1969 гг. с помощью ракеты-носителя «Торад - Аджена». В Центре Льюиса разработана экспериментальная установка SERT 2 высотой 0,6 м и диаметром 1,5 м с двумя усовершенствованными и ртутными ионными двигателями мощностью 1 кВт и тягой по 2,8 Г; диаметр каждого двигателя 15 см, удельный

выведена на орбиту с высотой апогея 978 км и высотой перигея 910 км (сообщение агентства ЮПИ, 4 февр. 1970 г.). В дальнейшем по программе SERT 2 предполагается запуск ракет с электрическими ракетными двигателями в сторону Марса и других планет<sup>1</sup>). При этом основные надежды связаны с ионными цезиевыми двига-

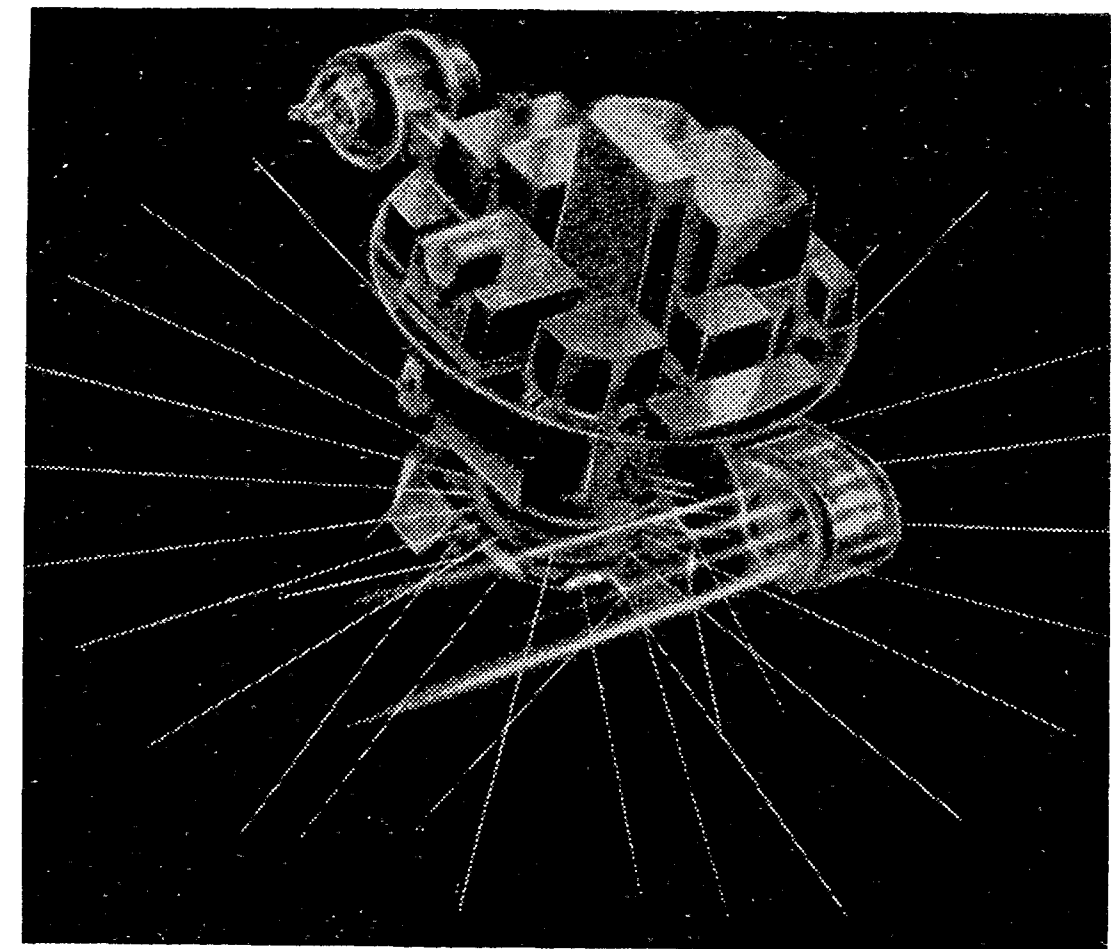


Рис. 100. Схематический рисунок испытательной установки SERT 1. Слева на ней показан ионный двигатель фирмы Хьюз (неработающий), справа — испытанный двигатель Центра им. Льюиса (Flight, 30. VII. 1964, стр. 196).

телями, как наиболее доведенными (общая наработка трех таких двигателей в НАСА превысила 14 000 часов) и обладающими наименьшим удельным весом и наибольшим к.п.д. из всех известных электроракетных двигателей<sup>2</sup>).

Фирма Юнайтед Эркرافт (США) работает над рядом ионных двигателей с использованием разработанного ею ионного источника с колеблющимися электронами, о котором упоминалось выше. Катод этого ионного источника представляет собой никелевый экран с покрытием из гекса-

<sup>1</sup>) Raumfahrtforschung, 1964, Н. 4, стр. 188.

<sup>2</sup>) Aerospace Technology, 18. XII. 1967, т. 21, № 13, стр. 34; Missile/Space Daily, 1967, т. 26, № 13.

<sup>3</sup>) Aerospace Technology, 20. XI. 1967, т. 21, № 11, стр. 58.

<sup>4</sup>) Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967, т. 13, № 12, стр. 308. По другим данным 81% (Raumfahrtforschung, I, 1968, № 1, стр. 46).

<sup>1</sup>) Electronics, 17. X. 1966, т. 39, № 21, стр. 35.

<sup>2</sup>) AIAA Paper, 1967, № 67—52.

борида лантана для увеличения эмиссии электронов. Под действием подводимого к катоду переменного тока генерируются колеблющиеся в трубке электроны, вызывающие

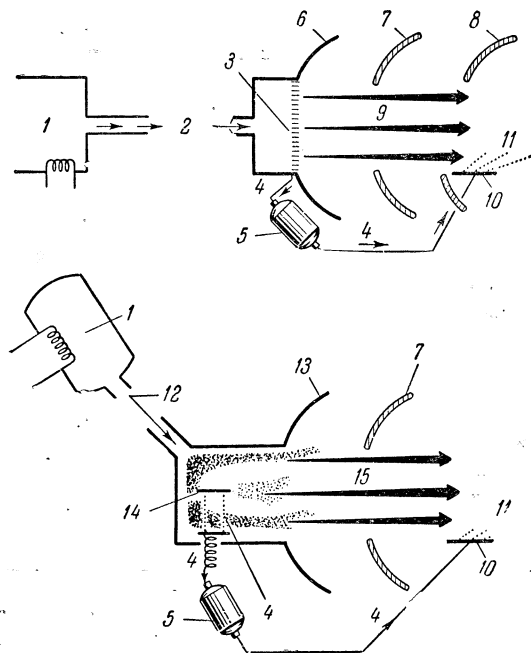


Рис. 101. Схемы ионных двигателей установки SERT 1. Сверху — схема цезиевого двигателя с контактной ионизацией фирмы Хьюз, снизу — ртутного двигателя с электронной бомбардировкой Центра им. Льюиса.

1 — испаритель, 2 — нейтральные атомы цезия, 3 — пористый вольфрамовый ионизатор, 4 — путь электронов, 5 — электрический генератор, 6 — фокусирующий электрод, потенциал  $+4500$  в, 7 — ускоряющий электрод, потенциал  $-2000$  в, 8 — замедляющий электрод, потенциал  $0$  в, 9 — ионы цезия, 10 — танталовый эмиттер электронов (нейтрализатор), 11 — электроны, 12 — нейтральные атомы ртути, 13 — экранирующий электрод, потенциал  $+2500$  в, 14 — катод, 15 — ионы ртути (Flight, 30. VII, 1964, стр. 196 и др.).

ионизацию вводимого внутрь трубки рабочего вещества. Для предотвращения радиального перемещения электронов к стенкам трубки, что вызвало бы потери электронов, вокруг трубки расположена катушка, создающая удерживаю-

щее магнитное поле. Ускоряющая система выводит образовавшиеся ионы из трубки с большой скоростью, причем, как утверждается, вытекающая струя ионов захватывает

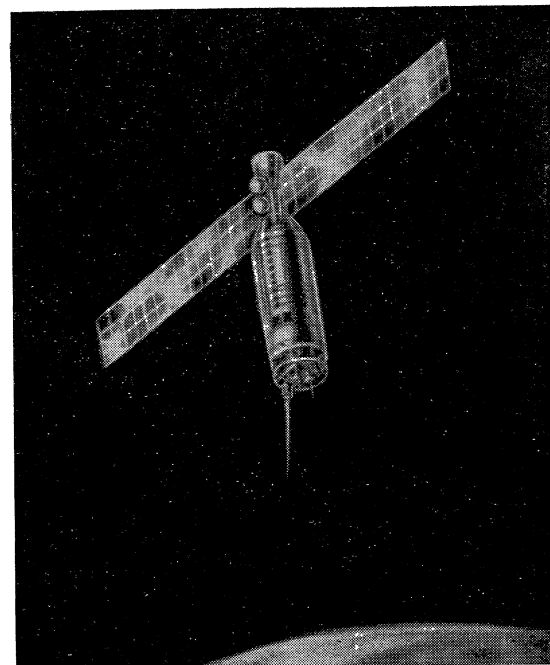


Рис. 102. Рисунок космического летательного аппарата с испытательной установкой SERT 2. Один из двух ионных двигателей установки показан работающим (Journal of Space Flight, II, 1967, стр. 45).

и электроны в таком количестве, что обеспечивается ее полная нейтрализация без обычных для этого процесса трудностей. Удельный импульс при этом составляет от 2000 до 10 000 сек. Тяга одного из испытываемых двигателей составляет 4,5 Г, к. п. д. 10—25%, но указывается, что он может быть повышен до 50—60%. В качестве преимуществ двигателя с колеблющимися электронами отмечаются меньшая величина рабочего напряжения (1000 в по сравнению с 30 000—50 000 в для цезиевого двигателя), большой



к. п. д. при меньших значениях удельного импульса, о чем уже упоминалось выше, возможность использования различных рабочих веществ (например, по мнению специалистов Техасского университета в США, применение в качестве рабочего вещества сплава калия и натрия позволит повысить тягу примерно на порядок<sup>1)</sup>).

В частности, сообщается, что фирма испытывает и двигатель на углекислоте, имея в виду потенциальные возможности, связанные с использованием в качестве рабочего вещества этого и других продуктов жизнедеятельности человеческого организма. Аналогичные работы ведут и другие фирмы США.

Работы в области ионных двигателей ведутся, как уже отмечалось выше, и в ряде других стран. Так, в Англии в Научно-исследовательском центре в Фарнборо разрабатываются ионные двигатели с электронной бомбардировкой на ртути и цезии<sup>2)</sup>; сообщается, что летные испытания ионного двигателя системы ориентации искусственного спутника предполагается осуществить с помощью ракеты «Блек Эрроу». Запуск спутника S. 3 с таким двигателем намечен на 1973 г.<sup>3)</sup>.

Во Франции работы по ионным двигателям ведутся с 1961 г. рядом организаций, но концентрируются в основном в исследовательской организации ONERA<sup>4)</sup>; в частности, в 1965 г. специалисты этой организации провели в барокамере, в условиях, имитирующих высоту 180 км, испытание экспериментального ионного ртутного газоразрядного двигателя в течение 100 часов<sup>5)</sup>. Тяга этого микроракетного двигателя (рис. 103) составляла 0,2 Г, мощность 250 вт, удельный импульс примерно 5200 сек<sup>6)</sup>, расход ртути около 0,07 мг/сек.

В ФРГ работы по ионным двигателям ведутся с 1960 г.<sup>7)</sup>. Так, в Институте космических реактивных двигателей DFL в Брауншвейге разработан ртутный двигатель с газоразрядной ионизацией (рис. 104). Диаметр этого двигателя равен 30 см, диаметр ионного пучка примерно

28 см, мощность 2—4 квт, удельный импульс 2000—4000 сек<sup>1)</sup>; двигатель испытывается с апреля 1967 г.<sup>2)</sup>. Другой созданный двигатель имеет контактный ионизатор. Ведутся работы по дуоплазмотронному ионному источнику<sup>3)</sup>. Ионный газоразрядный ртутный двигатель разработан и исследуется в Гессенском университете<sup>4)</sup>; в нем применен высокочастотный безэлектродный разряд; тяга этого двигателя доведена до 1 Г, к. п. д. до 82,5%.

Помимо рассмотренных выше основных «классических» типов электростатических двигателей, в зарубежной технической литературе встречаются сообщения и о различных «экзотических» схемах таких двигателей, предлагаемых или изучающихся за рубежом. Так, например, фирма Радиокорпорейшн оф Америка построила и испытала двигатель, в котором отсутствуют ускоряющие электроды — в ртутной плазме, захваченной в «магнитной бутылке», с помощью пересекающихся электрических и магнитных полей разгоняются электроны, движущиеся по спиральным траекториям (циклотронный резонанс); затем электроны вылетают наружу через сопло, захватывая и частицы плазмы. Подобный двигатель работал 1000 часов с удельным импульсом 1000 сек, к. п. д. 30% и мощностью 100 вт<sup>5)</sup>. В одном

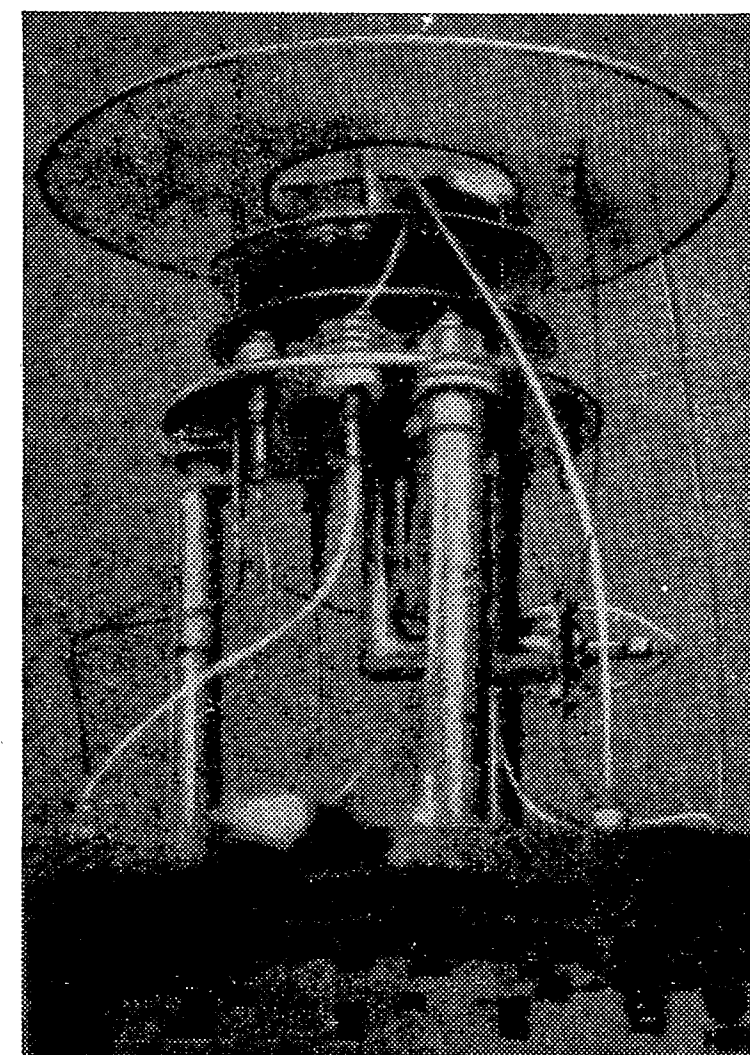


Рис. 103. Ионный двигатель, испытывавшийся в барокамере во Франции (Aviation Week, 15. XI. 1965, т. 83, № 20, стр. 98).

<sup>1)</sup> Science News, 8. VII. 1967, т. 92, № 2, стр. 35.

<sup>2)</sup> New Scientist, 12. X. 1967, т. 36, № 566, стр. 74.

<sup>3)</sup> Flight, 24. VIII. 1967, № 3050, стр. 283.

<sup>4)</sup> Interavia Air Letter, 22. X. 1965, № 5860, стр. 5.

<sup>5)</sup> Missiles and Rockets, 22. XI. 1965.

<sup>6)</sup> Flight, 4. XI. 1965.

<sup>7)</sup> AIAA Bull., 1967, т. 4, № 9, стр. 128.

<sup>1)</sup> Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967, т. 13, № 12, стр. 305.

<sup>2)</sup> Interavia Air Letter, 23. I. 1968, № 6428, стр. 9.

<sup>3)</sup> New Scientist, I. IV. 1965, т. 26, № 437, стр. 24.

<sup>4)</sup> Raumfahrtforschung, 1966, Н. 4, стр. 174.

<sup>5)</sup> Electronics, 14. II. 1964, стр. 19.

американском патенте ионного двигателя используется радиоизотопный источник электроэнергии, создающий разность потенциалов для ускорения ионов<sup>1)</sup>. Еще один исследуемый в США метод создания реактивной тяги с высоким удельным импульсом заключается в бомбардировке монокристалла ионами с тем, чтобы выбиваемые из

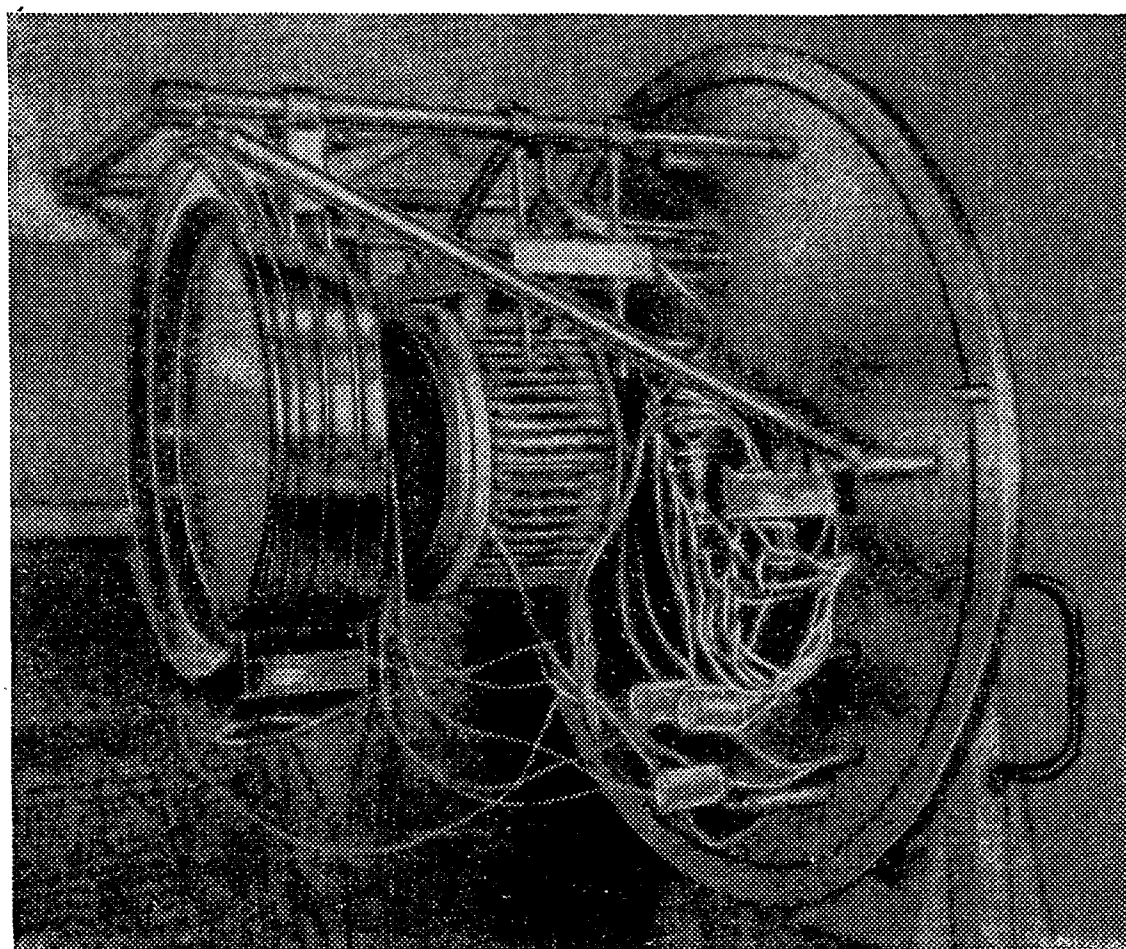


Рис. 104. Ионный двигатель DFL (ФРГ), установленный для испытаний в барокамере. Справа — испаритель и система подачи ртути, в середине — двигатель, слева — экспериментальное устройство для исследования ионного пучка (Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, XII, 1967).

кристалла при такой бомбардировке нейтральные атомы имели одно какое-либо преимущественное направление, определяемое структурой кристаллической решетки и, таким образом, создавалась реактивная сила<sup>2)</sup> (рис. 105). В проведенных опытах при бомбардировке кристалла меди положительными ионами аргона были получены значения реактивной силы 4,5 дин/ма при удельном импульсе 2300 сек и к. п. д. до 50%. Простота, возможность использования в качестве рабочего вещества конструктивных

<sup>1)</sup> Product Engineering, 4. VII. 1966.

<sup>2)</sup> Astronautica Acta, V—VI, 1966, т. 12, № 3, стр. 199; № 4, стр. 272.

металлических элементов ракеты, устранение ряда трудностей, характерных для ионных двигателей (эрозия, нейтрализация и др.), делают предложенную идею в принципе весьма интересной для ряда применений на космических летательных аппаратах, когда требуется малая тяга и сравнительно небольшой удельный импульс. Для системы ориентации спутника весом 450 кг такой двигатель должен иметь диаметр 3,5 см и длину 10 см. Однако, разумеется, эти идеи пока еще далеки от реализации.

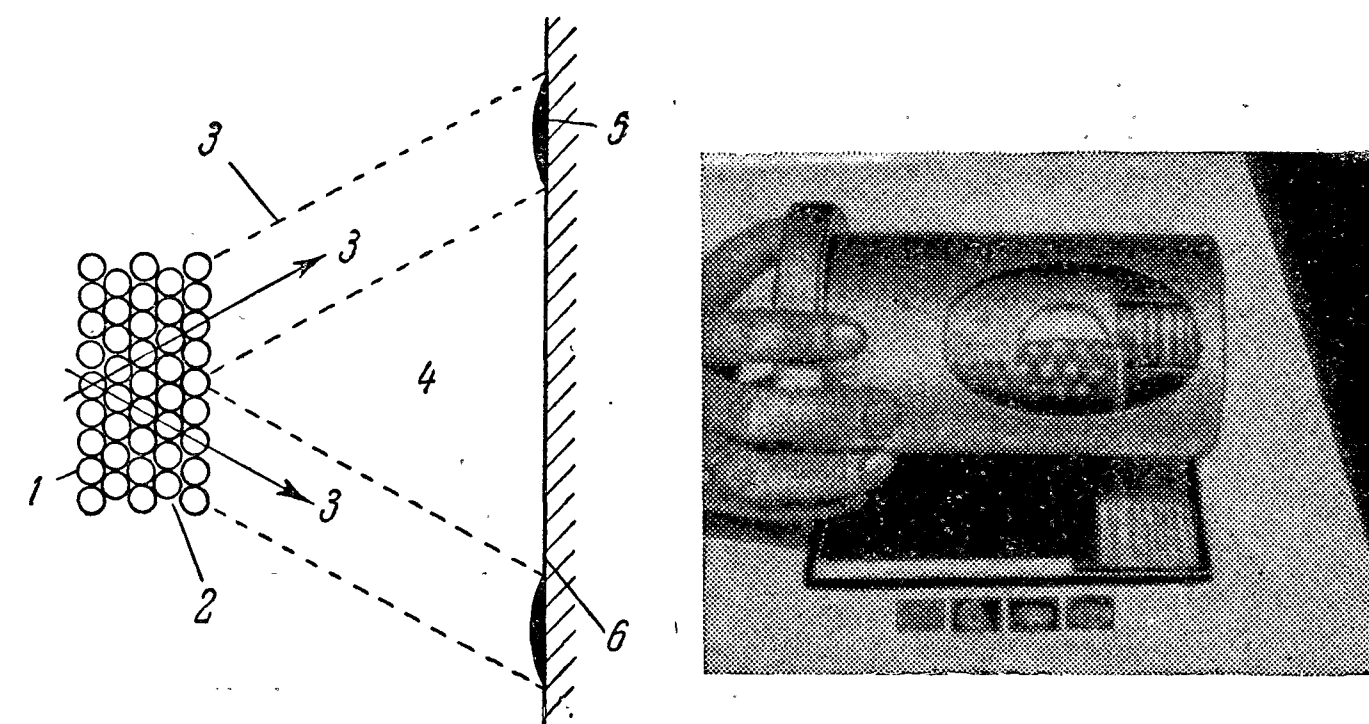


Рис. 105. Электроракетный двигатель с выбиванием атомов путем ионной бомбардировки кристалла. Слева — принципиальная схема, иллюстрирующая предпочтительные направления вылета атомов при бомбардировке; справа — модель космического двигателя с ионной бомбардировкой.

1 — направления плотной упаковки атомов в кристалле, 2 — атомная решетка, 3 — направление движения выбиваемых атомов, 4 — зона образующейся плазмы, 5 — отложение выбитых атомов, 6 — поверхность коллектора для улавливания выбиваемых атомов при опытах.

Даже этот далеко не полный перечень уже разработанных моделей ионных двигателей, размах работ по их теоретическим и экспериментальным исследованиям, а также ведущаяся разработка проектов космических ракет с ионными двигателями показывают, что за рубежом эти двигатели считают весьма перспективными. Однако всякий ионный двигатель, как, впрочем, и любой другой электроракетный двигатель, нуждается для своей работы в электроэнергии. До сих пор мы об этом даже не упоминали, считая само собой разумеющимся. Но как в действительности может быть решена задача питания электроракетных двигателей необходимой электроэнергией?



# ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ НА РАКЕТЕ

Проблема подвода энергии, необходимой для работы ракетного двигателя, совершенно незнакома тем, кто имеет дело с обычными термохимическими двигателями — ведь источником энергии в этом случае является само рабочее вещество двигателя, т. е. его топливо. Такая проблема возникает только с того момента, как принимается решение разделить рабочее вещество и источник энергии, например с целью возможного увеличения удельного импульса, о чем шла речь выше. Так именно обстоит дело с электроракетными двигателями.

Чтобы рассмотреть вопрос о питании этих двигателей электроэнергией, следует прежде всего оценить порядок величины потребной энергии. Само собой разумеется, что этим будет определяться характер возникающих научно-технических задач — одно дело миниатюрная электробатарея для карманного фонаря или ручных часов, другое — электростанция огромного города. К сожалению, как мы сейчас увидим, последний пример гораздо ближе к тому, с чем приходится иметь дело в ракетной технике, ибо именно таков порядок мощностей современных ракетных двигателей.

О мощности термохимического ракетного двигателя его создатели обычно не особенно беспокоятся и часто даже не думают. Для них важна тяга, удельный импульс, тепловые нагрузки, характерные для двигателя удельные параметры. А сколько лошадиных сил таится в сгорающем топливе и/или сколько их уносит с собой реактивная струя газов, вытекающих из двигателя, — не все ли равно, в конце концов?

Этим стоит заинтересоваться разве только при скрупулезном анализе энергетического баланса двигателя. Но для наших целей нам нужна именно мощность двигателя.

Если иметь в виду полезную мощность  $N$  любого ракетного двигателя, то она эквивалентна, очевидно, кинетической энергии реактивной струи; об этом уже говорилось в гл. 2. Следовательно,

$$N = \frac{mW^2}{2 \cdot 75} = \frac{G \cdot W^2}{150 \cdot g},$$

где  $G$  — секундный весовой расход газов в кг/сек ( $m = \frac{G \text{ сек}}{g}$ ),  $W$  — скорость истечения (м/сек),  $N$  — мощность (л. с.).

Удобно, пожалуй, несколько преобразовать эту формулу. Это можно сделать, если учесть, что тяга двигателя

$$R = \frac{C}{g} \cdot W,$$

а удельный импульс

$$J = \frac{W}{g}.$$

Действительно, вводя в формулу мощности эти две величины, получаем

$$N \cong \frac{R \cdot J}{15}.$$

Чему же будет равняться полезная мощность современного мощного термохимического ракетного двигателя тягой, скажем, 100 Т? Если принять величину удельного импульса 300 сек, то эта мощность будет равна

$$N = \frac{100\,000 \cdot 300}{15} = 2\,000\,000 \text{ л. с.}$$

Такая колоссальная величина мощности (2 миллиона лошадиных сил!) поневоле наводит на грустные размышления. В случае разделения источника энергии и рабочего вещества, например, при использовании электроракетных двигателей, на ракете должна находиться электростанция по крайней мере вдвое большей мощности (если учесть неизбежные потери энергии), т. е. мощнее Братской ГЭС! Не правда ли, сама идея применения электроракетных двигателей тем самым становится весьма сомнительной?

Однако мы вспоминаем, что тяга электроракетных двигателей может быть небольшой, неизмеримо меньше, чем приведенные в примере 100 Т. Если до сих пор законом

развития ракетной техники было непрерывное увеличение тяги двигателей, то электроракетные двигатели означают такой качественный скачок вперед, когда тонны заменяются... граммами! Таковы особенности полета в космосе. Но это значит, что мощность электроракетного двигателя тягой в 100 Г вместо 100 Т, принятых в примере, будет соответственно в миллион раз меньше, т. е. равна 2 л. с. Это уже совсем другое дело, тут уже, пожалуй, расстраиваться особенно не из-за чего.

Однако, мы, кажется, поспешили. Ведь если тяга электроракетного двигателя меньше, то удельный импульс больше, из-за этого-то так велик интерес к этим двигателям. Если принять, что удельный импульс больше, чем у термохимического двигателя, только на один порядок, т. е. равен 3000 сек (как известно, он может быть и еще значительно больше), то и тогда мощность нашего двигателя будет равна 20 л. с. Это возрастание мощности есть расплата за увеличение удельного импульса.

Потребная мощность источника электроэнергии будет, очевидно, как уже отмечалось выше, еще примерно вдвое больше (мы, конечно, не учитываем здесь других неизбежных затрат электроэнергии на ракете), поскольку величину к. п. д. двигателя можно для наших целей принять равной 50%; она может быть и меньше. Получается, что в данном случае мощность электростанции на ракете равна 40 л. с. Это при тяге 100 Г! Выходит, что каждый килограмм тяги требует затраты электроэнергии в 400 л. с., а если удельный импульс возрастет (по сравнению с 3000 сек), то пропорционально ему еще возрастет и потребная мощность.

Уже одно это показывает, почему электроракетные двигатели не могут быть близкими по тяге к обычным термохимическим. Да и при сравнительно ничтожной тяге питание этих двигателей электроэнергией, как видно, представляет собой нелегкую задачу. В особенности она усложняется для двигателей с высоким удельным импульсом. Вот почему в общем случае повышение удельного импульса требует уменьшения величины тяги двигателя, если не идти на значительное увеличение затрачиваемой электрической энергии.

Само собой разумеется, что когда речь идет о питании электроракетных двигателей энергией, то имеется в виду производство нужной электроэнергии в полете ракеты. Запаси на борту ракеты электроэнергию для длительной

работы двигателя пока еще, к сожалению, невозможно. Подобные мощные аккумуляторы электроэнергии — конденсаторы колоссальной емкости — не существуют, да и вряд ли их можно создать. Необходимо генерирование электроэнергии в полете на борту летательного аппарата за счет расходования какой-либо другой энергии<sup>1)</sup>.

Другой... Но какой же именно?

Обзор всех возможных ресурсов энергии, которая могла бы быть преобразованной на борту летящей в космосе ракеты в электрическую, приводит к выводу о том, что таких источников энергии в нашем распоряжении всего три. Два из этих источников находятся на борту ракеты. Это — тоже своеобразные аккумуляторы энергии, именно, химической, если речь идет об обычном «химическом» топливе, и атомной — если на борту имеются запасы ядерного горючего. Естественно, что запасы обоих видов энергии на борту ракеты неизбежно ограничены. Иное дело — третий источник энергии, он практически бесконечно велик, так как находится вне ракеты и представляет собой, как легко догадаться, лучистую энергию Солнца.

Солнечная энергия — это практически единственный вид энергии, которую можно черпать из космоса для использования на борту ракеты. Конечно, в бездонных глубинах космоса есть и другие потенциальные источники энергии; о некоторых из них мы упоминаем ниже, о других, вероятно, еще даже не знаем, но их использование лежит за пределами возможностей ближайшего будущего.

Когда мы говорим о возможном использовании химической энергии для генерирования электрического тока, то, естественно, имеем в виду такие химические реакции, в которых не участвует окружающая нас на Земле атмосфера — ведь в космосе ее нет. Следовательно, в качестве химических топлив могут быть использованы лишь вещества, подобные ракетным горючим и окислителям — они должны заключать в себе все необходимое для протекания химической реакции.

Однако легко видеть, что обычный путь преобразования химической энергии в электрическую, применяющийся, например, на всех земных тепловых электростанциях, в данном случае не годится. Конечно, в топках паровых

<sup>1)</sup> Мы здесь опускаем возможность передачи микроволновой электромагнитной энергии на борт, о чем будет идти речь ниже.

котлов, цилиндрах дизелей или камерах сгорания газовых турбин такой электростанции может сгорать и не нефть или другие обычные горючие, а ракетные топлива — в этом никакой особой хитрости нет, дело не в этом. На Земле мы еще можем мириться с довольно-таки архаическим методом последовательного преобразования химической энергии топлива сначала в тепловую, а затем в механическую и электрическую. Для длительного использования на ракете этот путь можно считать практически исключенным. С одной стороны, потому, что тепловая энергия — настоящий бич инженеров, поскольку лишь часть этой энергии может быть (даже теоретически) преобразована в другие виды энергии, в том числе механическую энергию вращения ротора динамо-машины. Значительная часть тепловой энергии обязательно должна быть безвозвратно потеряна при таком преобразовании. В соответствии со вторым законом термодинамики это является своеобразной расплатой за переход от хаотического движения молекул, лежащего в основе тепловой энергии, к более упорядоченным видам движения. Но дело не столько в этих неизбежных потерях энергии, сколько в огромных трудностях отвода в космос теряемой энергии. Она как бы становится двойной потерей, и второй раз это воспринимается гораздо болезненнее.

И все же даже не это самое главное. Основное зло связано с массивными и громоздкими тепловыми машинами, служащими для преобразования тепловой энергии в механическую. Несмотря на огромный прогресс теплотехники, даже в земных условиях гигантские здания теплосиловых станций кажутся несуразными — слишком много металла, слишком все громоздко. Вряд ли нужно говорить о полной неприемлемости подобных сооружений на ракете или искусственном спутнике Земли. Конечно, соответствующее оборудование, специально разработанное для ракет, оказывается неизмеримо более легким и компактным, но это достигается ценой катастрофического уменьшения его срока жизни — обычно он сводится к минутам и даже секундам.

Основные перспективы использования химической энергии на электростанции ракеты связаны с возможностями так называемого безмашинного преобразования тепловой, а еще лучше, непосредственно химической энергии в электрическую. Эти возможности живо интересуют и «земную» технику, что же говорить о ракетной... Ведь прямое пре-

образование решает сразу две задачи — позволяет избавиться от громоздких, сложных, вибрирующих, тяжелых, одним словом, непригодных для ракет машин, и одновременно обеспечивает существенное повышение к. п. д. такого преобразования.

Мы хорошо знаем один давно и широко используемый метод непосредственного преобразования химической энергии в электрическую. Речь идет об электрических элементах, батареях или аккумуляторах. Такие электрохимические аккумуляторы широко используются, конечно, и в ракетной технике и в космонавтике. В частности, первые летные испытания электроракетных двигателей на ракетах в СССР и США были осуществлены именно с помощью аккумуляторов. Идея аккумулятора, как и всякого устройства для непосредственного преобразования химической энергии в электрическую, очень проста и логична; она основана на том обстоятельстве, что в ходе химических реакций в качестве их своеобразных «полупродуктов» образуются электрически заряженные частицы — ионы и электроны. Не проще ли попытаться прервать ход реакции и использовать эти заряды для создания электрического тока (для этого необходимо их разделить и заставить течь в нужном направлении)? Ведь идти по обычному пути, это значит позволить образовавшимся зарядам снова нейтрализоваться в результате образования конечных продуктов закончившейся реакции с выделением тепла, а затем с большим трудом и малой эффективностью преобразовывать это тепло в электричество.

Однако обычные аккумуляторы обладают серьезными недостатками, не позволяющими рассчитывать на то, что они могут быть использованы для длительного питания электроракетных двигателей. Главный недостаток связан с тем, что «топливом» обычных аккумуляторов являются их расходуемые при работе электроды. Это, естественно, ограничивает продолжительность действия аккумулятора, не зря они названы именно «аккумуляторами» — отдаваемая энергия должна быть заранее накоплена, аккумулирована внутри аккумулятора. Кроме того, электроды изготавливаются из довольно дорогих металлов — свинца, цинка, серебра, кадмия и др.

Метод непосредственного преобразования химической энергии в электрическую мог бы быть радикально усовершенствован, если бы удалось осуществлять непрерывную

подачу реагентов в генератор электроэнергии. Это удалось осуществить в результате более чем столетних исследований (они велись еще П. Н. Яблочковым) в так называемых электрохимических топливных элементах, которым в последнее время уделяют исключительно большое внимание, причем вовсе не только в связи с космонавтикой<sup>1)</sup>.

Одним из наиболее известных, доведенных и перспективных топливных электрохимических элементов является водородно-кислородный элемент. Такой элемент представляет собой замкнутый герметический прибор, в который поступают газообразные водород и кислород, а из него отводится вода (тоже небесполезный продукт на космическом корабле!) и... электрический ток. Электроэнергия выделяется в результате перехода в нее химической энергии, высвобождающейся при реакции образования воды, т. е. в элементе происходит процесс, обратный обычному электролизу воды. Элемент очень прост по своей принципиальной схеме (рис. 106): он состоит из двух пористых металлических электродов, разделенных пористой перегородкой (в других типах этого же элемента перегородка заменяется слоем жидкого электролита, например едкого калия или натрия). По одну сторону перегородки подается газообразный водород, по другую — кислород; конечно, храниться на ракете они должны в жидком виде. Перегородка изготовлена из такого материала, что через него происходит диффузия, т. е. проникновение ионов водорода, ионизация которого с освобождением электронов осуществляется на поверхности электрода (электроды могут иметь дополнительное каталитическое покрытие). Свободные электроны текут во внешнем контуре цепи, создавая электрический ток (таким образом, при этом электрохимическом холодном «сгорании» движение электронов оказывается уже не хаотическим, как при обычном сгорании, а организованным) ко второму, кислородному электроду. Здесь происходит образование воды из отрицательных ионов кислорода, выделяющихся на этом электроде, и положительных ионов водорода. Элемент может работать при обычных значениях температуры и давления, но его эффективность сильно повышается с их увеличением.

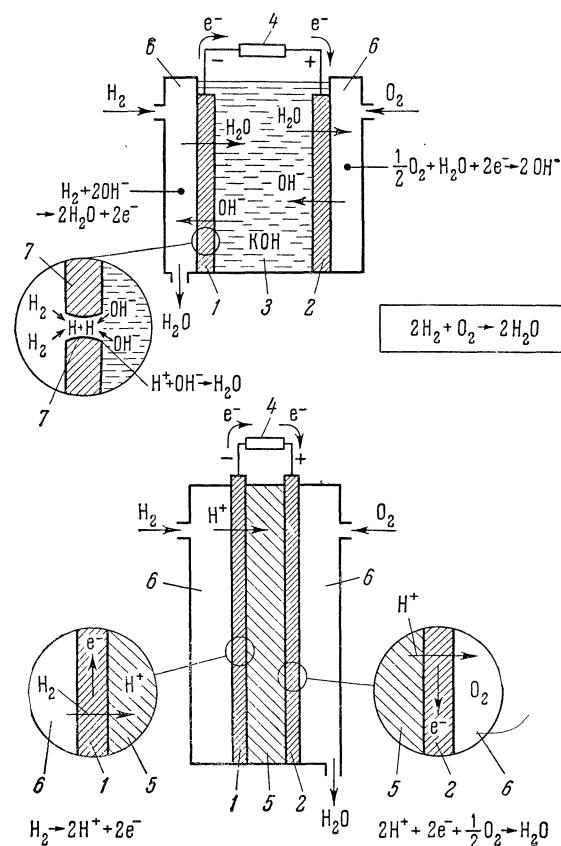


Рис. 106. Схемы устройства электрохимических «топливных элементов». Сверху — с жидким электролитом (едкий калий KOH), снизу — с пористой ионнообменной мембраной. Приведены также химические реакции, происходящие в разных зонах элемента.

1 — пористый металлический электрод (отрицательный), 2 — пористый металлический электрод (положительный), 3 — электролит, 4 — электрическая нагрузка, 5 — ионно-обменная мембрана, 6 — газовая камера, 7 — каталитическое покрытие (Astronomie und Raumfahrt, 1966, № 3, стр. 90).

<sup>1)</sup> См., например, статью акад. А. Н. Фрумкина и проф. В. С. Багодского («Вестник Академии наук СССР», VII, 1962).

У современных топливных элементов к. п. д. преобразования химической энергии в электрическую достигает 55—70%, а теоретически возможная величина может приближаться к 100% (недостижимый идеал для тепловой энергии! <sup>1)</sup>). Практически для описанных выше водородокислородных элементов к. п. д. равен примерно 50%.

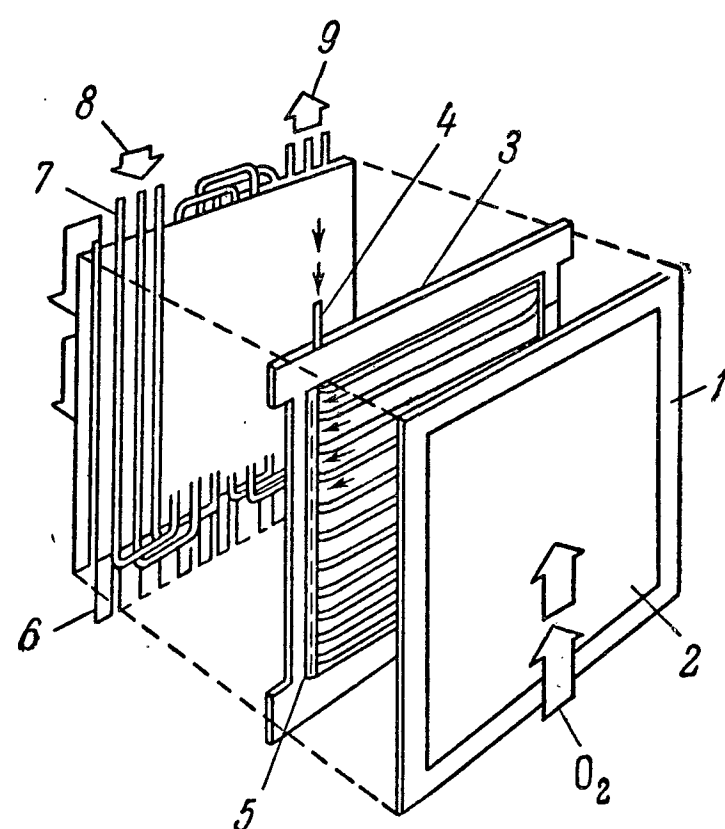


Рис. 107. Схема топливного элемента фирмы Джeneral Электрик для космического корабля «Джеминай».

1 — ионнообменная мембрана; 2 — электрод; 3 — токосъемник водородного электрода; 4 — патрубок для ввода водорода; 5 — распределительные каналы для водорода; 6 — фитили; 7 — токосъемник кислородного электрода; 8 — вход хладонотителя; 9 — выход хладонотителя.

Топливные элементы обладают и многими другими достоинствами — высокой достижимой удельной мощностью, т. е. мощностью на 1 кг веса; отсутствием движущихся частей, что позволяет получить надежные установки с большим сроком службы; отсутствие вибраций, шума и вредных выделений. В настоящее время существует большое разнообразие типов топливных элементов, различающихся по виду применяемых компонентов топлив, составу электролита, материалу и конструкции электродов и т. п. Однако в большинстве случаев в качестве горючего применяется водород, а в качестве окислителя — кислород, что объясняется преимуществом таких топливных элементов в величине удельной мощности и др. Именно такие топливные элементы уже получили применение в космонавтике, хотя в будущем возможно применение и элементов иных типов.

Работам по созданию топливных элементов для космических аппаратов в США уделяется большое внимание. В частности, разработку подобных элементов на водороде и кислороде ведет фирма Джeneral Электрик с ионообменными мембранами из полимерного материала. В 1960 г.

<sup>1)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование тепловой энергии в электрическую и топливные элементы», XII, 1967, вып. 12, стр. 117.

фирма провела первые летные испытания небольшой топливной батареи на баллистической ракете в полете по суборбитальной траектории высотой около 1000 км; так была продемонстрирована работоспособность топливных элементов в условиях невесомости. В 1961 г. испытания в условиях невесомости проводились в полетах самолета по параболическим траекториям. Тогда же фирма начала разработку топливных элементов для двухместного пилотируемого искусственного спутника Земли «Джеминай» (рис. 107). Отдельные топливные элементы сводятся в блоки из 32 последовательно соединенных элементов, заключенные в контейнеры длиной 12,5 см, а затем три таких блока, соединяемые параллельно, помещаются в общий контейнер весом 30,8 кг, длиной 63 см и диаметром 32 см

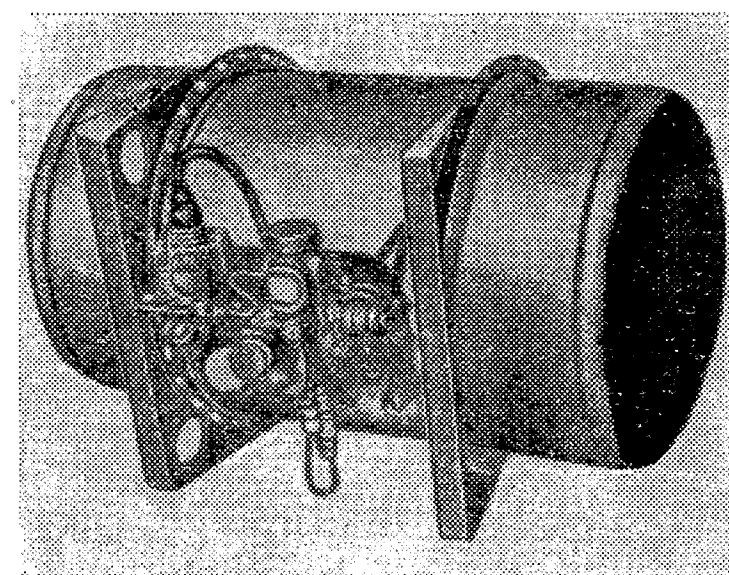


Рис. 108. Внешний вид топливной батареи космического корабля «Джеминай». Слева — блоки топливных элементов без внешнего контейнера, справа — контейнер (Interavia Air Letter, VIII, 1965, т. 20, № 8, стр. 297; Journal of Spacecraft and Rockets, VII, 1967, т. 4, стр. 836).

(рис. 108). На корабле устанавливаются две такие батареи максимальной мощностью по 1 кВт при напряжении 23—26,5 в (рис. 109) <sup>1)</sup>. Вес обеих батарей со всем связанным с ними оборудованием равен 65,7 кг. Рабочая температура элементов равна 38—60°С. Батареи подвергались длительным наземным испытаниям в течение 1100 часов <sup>2)</sup>, а затем успешно работали на кораблях «Джеминай» в семи суборбитальных и орбитальных космических полетах

<sup>1)</sup> Electronic Design, 21. VI. 1965, т. 13, № 13, стр. 6.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 30. XI. 1964, т. 81, № 22, стр. 55.



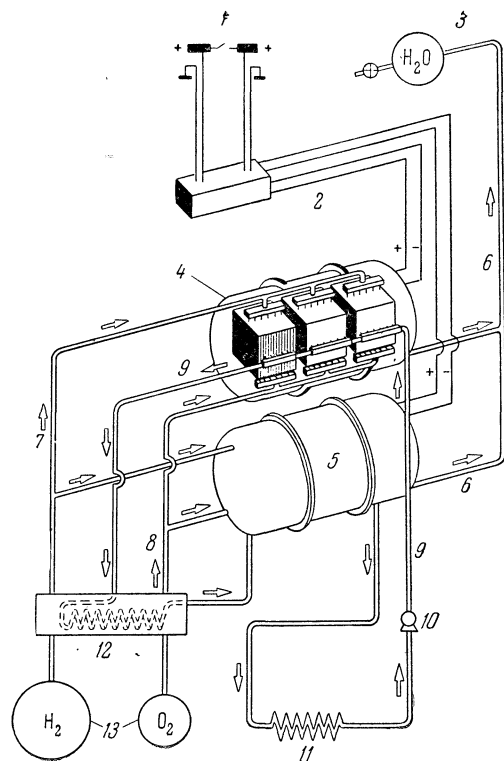


Рис. 109. Схема энергетической установки космического корабля «Джеминай» с двумя батареями топливных элементов фирмы Джeneral Электрик.

1 — главные питающие шины электросистемы корабля, 2 — коробка управления электросистемы, 3 — аккумулятор для сбора образующейся воды, 4 — три блока топливных элементов в контейнере, 5 — дополнительная топливная батарея, 6 — отвод образующейся воды, 7 — подача горючего (водорода) в батарею, 8 — подача окислителя (кислорода) в батарею, 9 — охлаждающая жидкость, 10 — насос охлаждающей жидкости, 11 — радиатор охлаждающей жидкости, 12 — предварительный подогрев компонентов топлива, поступающих в батарею (нагретой охлаждающей жидкостью), 13 — газификаторы для хранения жидкого водорода и жидкого кислорода.

в 1965 г. В качестве «побочного продукта» топливные элементы давали при работе воду, пригодную для питья космонавтов, в количестве примерно 0,47 л/кВтч<sup>1)</sup>. Были произведены специальные испытания на людях в течение двух недель, показавшие полную схожесть этой воды с дистиллированной<sup>2)</sup>.

Аналогичные топливные элементы фирма Джeneral Электрик предназначает для установки на так называемых биологических искусственных спутниках: при 30-дневном полете такого спутника общий вес топливной батареи составит 95 кг, тогда как при установке обычных аккумуляторов он достиг бы 365 кг<sup>3)</sup>.

Водородно-кислородные топливные элементы с едким калием концентрацией 85% в качестве электролита устанавливаются и на трехместном космическом корабле «Аполлон», предназначенном для полета на Луну<sup>4)</sup>. Эти элементы разрабатываются фирмой Пратт Уитни, использовавшей приобретенный ею английский патент Бэкона на новые, усовершенствованные двуслойные пористые электроды. Один, тонкопористый слой при работе элемента заполняется электролитом, а второй слой, с более широкими порами — газами, что создает развитую трехфазную границу газ — жидкость — твердый электролит для интенсивного протекания электрохимических реакций<sup>5)</sup>. Мощность топливной батареи 2 кВт<sup>6)</sup> (рис. 110); она также состоит из ряда блоков по 31 элементу в каждом блоке; контейнер батареи имеет длину 1 м и диаметр 0,5 м, причем на корабле устанавливаются три такие батареи. При разработке топливных батарей для корабля «Аполлон» фирма провела всего более 40 000 часов их наземных испытаний; в одном из длительных испытаний в течение 1875 час, что в пять раз превышает расчетную максимальную длительность лунной экспедиции (14 суток), топливная батарея генерировала 1740 кВтч электроэнергии и 680 л воды.

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 8. VI. 1964, т. 14, № 23, стр. 29.

<sup>2)</sup> Technology Week, 5. VI. 1967.

<sup>3)</sup> Interavia Review, III, 1965, № 3, стр. 418.

<sup>4)</sup> VDI-Nachr., 1969, т. 23, № 19, стр. 17 и др.

<sup>5)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование тепловой энергии ...», XII, 1967, вып. 12, стр. 140.

<sup>6)</sup> Это — пиковая мощность, средняя равна 1,4 кВт (Heating and Ventilating Engineer, III, 1967, стр. 488).

При испытаниях достигнут общий к. п. д. 60%<sup>1)</sup>. Указывается, что при одной и той же мощности вес топливных элементов вдвое меньше, чем у обычных химических батарей<sup>2)</sup>.

Водородно-кислородные топливные элементы космического назначения активно разрабатывает в США также

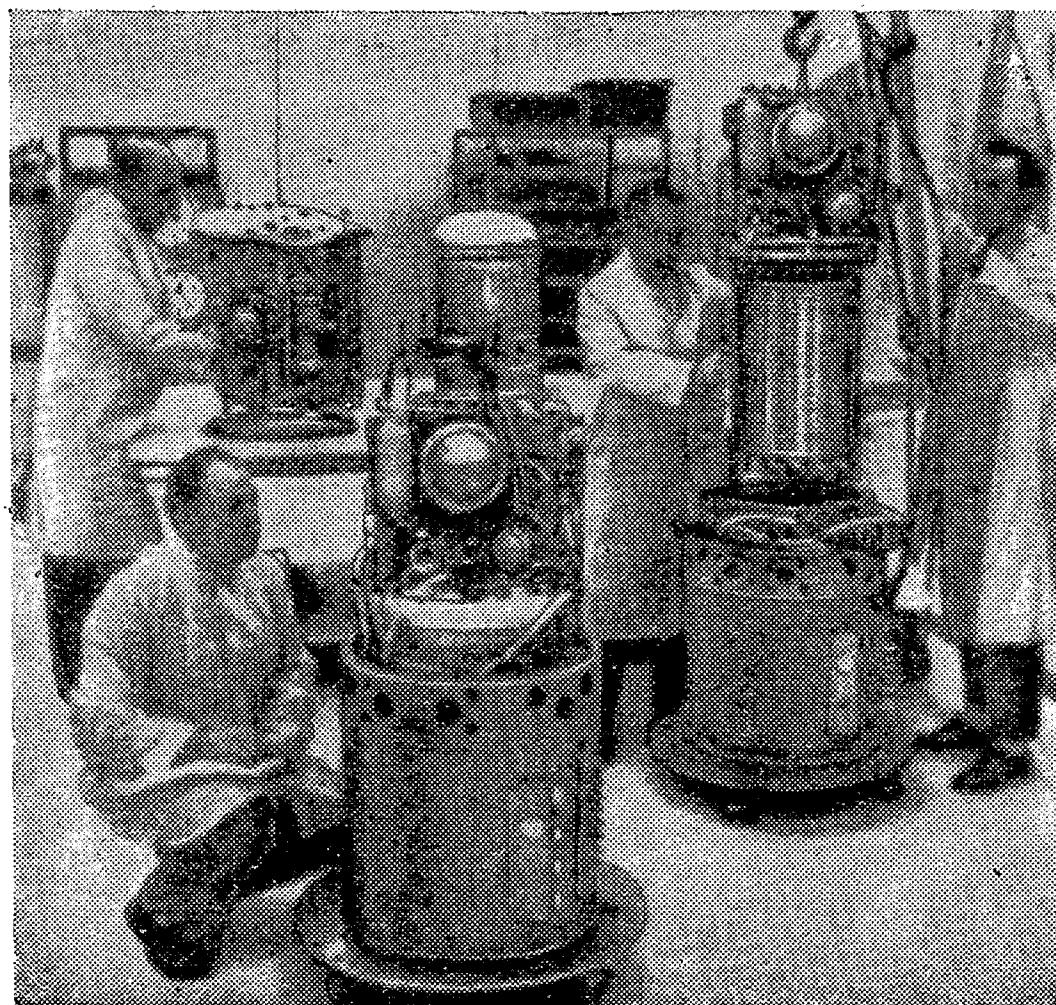


Рис. 110. Топливные батареи для космического корабля «Аполлон» (Journal of Spacecraft and Rockets, VII, 1967, т. 4, № 7, стр. 836).

фирма Эллис-Чалмерс; эти элементы усовершенствованной конструкции («второго поколения») предназначены как для беспилотных искусственных спутников, так и для космических кораблей «Аполлон» с длительностью полета 60—90 суток<sup>3)</sup>. Элементы небольшой мощности для беспилотного спутника имеют мощность 50—200 вт и характеризуются большой простотой в связи с тем, что в них отсутствует свободный электролит (им пропитываются специальные асбестовые мембраны), а охлаждение осуще-

<sup>1)</sup> J. Spacecraft and Rockets, VII, 1967, т. 4, № 7, стр. 836.

<sup>2)</sup> Science News Letter, 4. IV. 1964, т. 85, № 14, стр. 211.

<sup>3)</sup> Aerospace Technology, 6. XI. 1967, т. 21, № 10, стр. 4.

ствляется непосредственным излучением в космос (это позволяет обойтись без контура жидкостного или газового охлаждения с радиатором, насосом или вентилятором, трубопроводами и т. д.)<sup>1)</sup>. Для регулирования рабочей температуры топливного элемента он снабжается специальными автоматически раскрывающимися жалюзи (рис. 111).

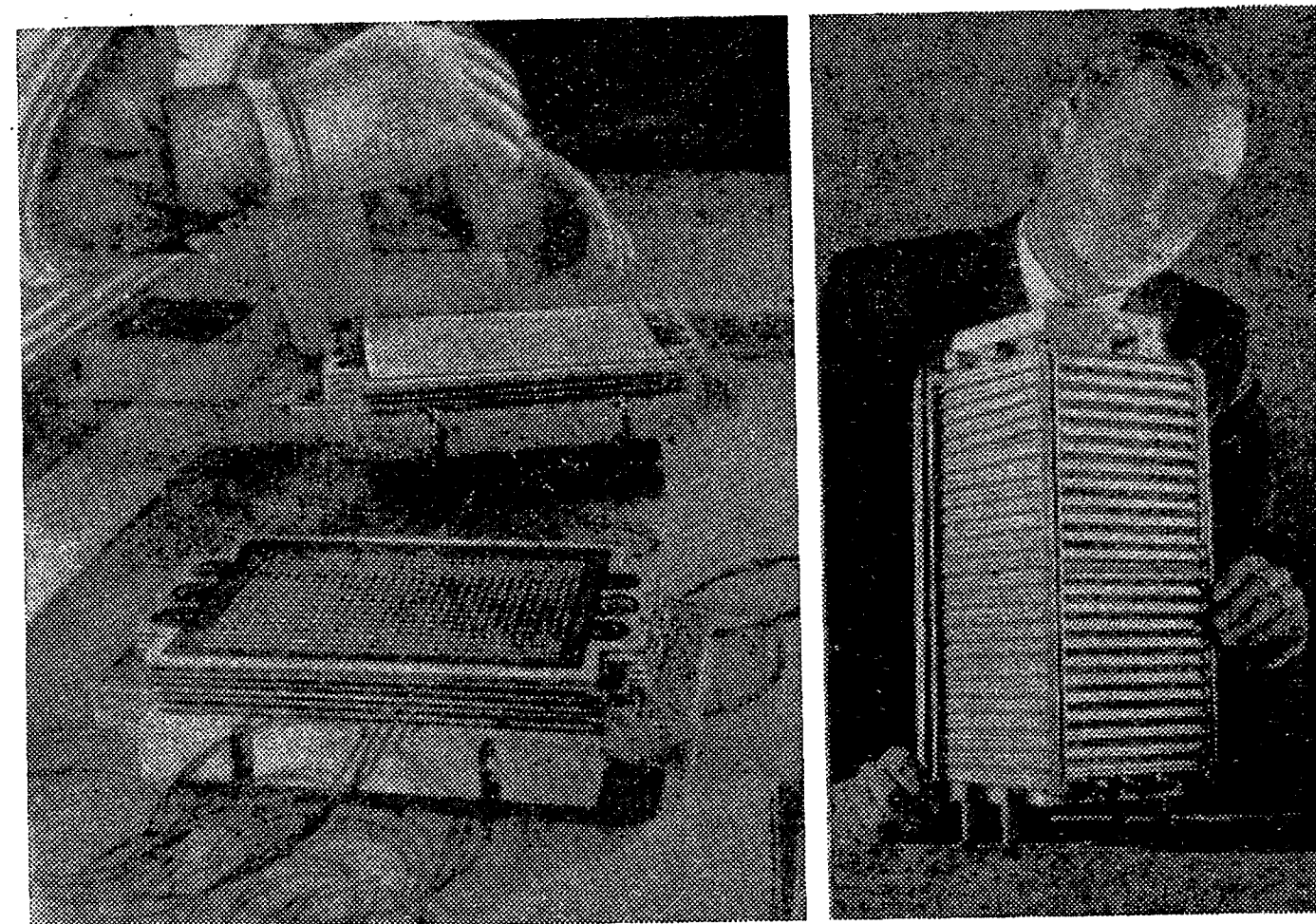


Рис. 111. Топливные элементы фирмы Эллис-Чалмерс. Слева — пропитка асбестовых капиллярных мембран электролитом (KOH), справа — топливная батарея с терморегулирующими жалюзи (Aviation Week, 23, 1967).

Удельная энергоемкость такой батареи, рассчитанной на 720 часов работы, равна 1430 втч/кг, что примерно в шесть раз больше, чем для обычных химических батарей. Подобные топливные элементы фирма испытала в суборбитальном полете на ракете «Титан-3С» в конце 1966 г., причем элементы выключались и снова запускались по команде с Земли. Топливные батареи по программе «Аполлон» (рис. 112) имеют номинальную мощность 2 кВт (по другим данным — 2,5 кВт<sup>2)</sup>) при напряжении 28 в и рассчитаны на работу в течение 2500

<sup>1)</sup> Aviation Week, 17. VII. 1967, т. 87, № 3, стр. 10.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 23. I. 1967, стр. 67.

часов<sup>1)</sup>); поставка этих батарей планировалась на 1968 г., они уже неоднократно подвергались длительным наземным испытаниям большой длительности, более 3000 часов<sup>2)</sup>). Энергоемкость батареи равна 2400 втч/кг, что по

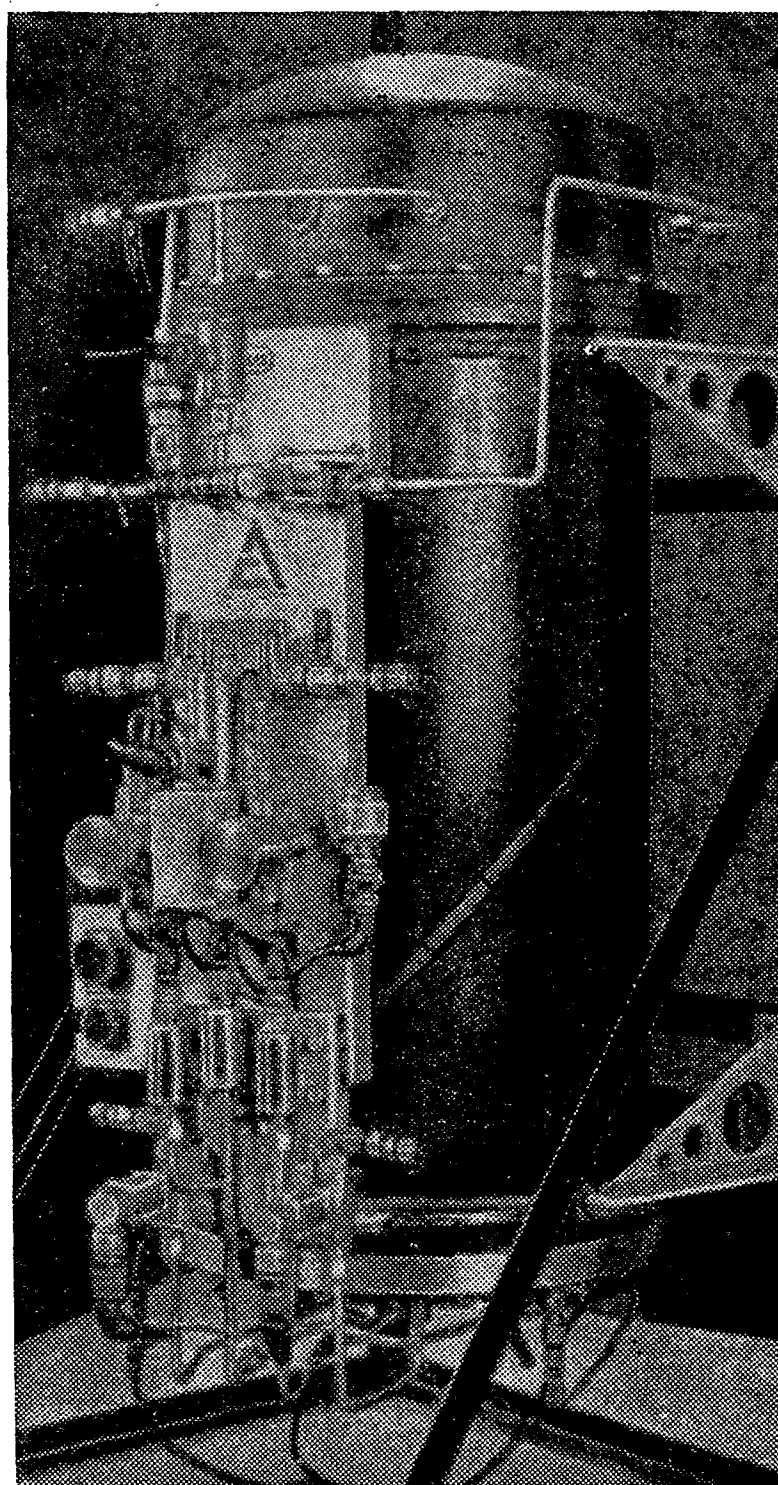


Рис. 112. Усовершенствованная батарея топливных элементов фирмы Эллис-Чалмерс мощностью 2 квт.

крайней мере на 30% выше, чем у других известных топливных элементов, а 3—5 лет назад соответствующая величина равнялась всего 660 втч/кг.

Работают над космическими топливными элементами и другие фирмы США. Так, фирма Локхид Миссайлз энд Спейс в 1966 г. осуществила 30-суточные испытания разработанной ею водородо-кислородной топливной батареи мощностью 1800 вт; при собственном весе 43,5 кг и весе топлива с емкостями для хранения 635 кг эта батарея может обеспечить электроснабжение двухместного космического корабля в течение месяца, тогда как соответствующая обычная химическая батарея весила бы более 4500 кг<sup>3)</sup>. Фирма Монсанто разработала батарею топ-

ливных элементов в форме ленты из магниевой фольги шириной 25 мм, намотанной на катушку. Лента покрыта азотно-галогеновым составом и при взаимодействии с электролитом генерирует электроэнергию в количестве примерно 140 втч на 1 кг веса. Эти элементы диффузионного типа должны служить надежным аварийным источником энергии в полете<sup>1)</sup>. Фирма Эллисон предложила высокотемпературный регенерируемый топливный элемент с жидкометаллическим горючим, галогенным окислителем и электролитом из расплавленных солей<sup>2)</sup>. Работают над космическими топливными элементами также во Франции, Англии, ФРГ.

Как показывают проведенные исследования и испытания уже изготовленных топливных элементов, их применение выгодно при длительности работы в сотни и, может быть, тысячи часов, при мощности не более десятков киловатт (такие элементы еще должны быть созданы). При большей мощности выгоднее в весовом отношении обычная машинная теплосиловая установка, работающая на тех же компонентах топлива, т. е. жидком водороде и жидком кислороде. В случае же необходимости в более длительной работе предпочтение должно быть отдано не химической, а атомной или солнечной энергии.

Как ни кажется странным на первый взгляд, но в ряде случаев может найти применение в космосе и обычный «древний» поршневой двигатель внутреннего сгорания. Конечно, он должен работать на ракетном топливе, например, тех же жидких водороде и кислороде, что и рассмотренные выше топливные элементы, но в остальном, по конструкции и рабочему процессу, может весьма походить на обычные, например, автомобильные или, еще больше, мотоциклетные двигатели. Так, фирма Виккерс (США) работает над двухтактными кислородо-водородными поршневыми двигателями для использования на космических летательных аппаратах (рис. 113). Двигатель мощностью 8 л. с. при 6000 об/мин расходует 0,34—0,45 кг/л. с. час топлива<sup>3)</sup>. Другой двигатель мощностью 3 квт, вес всей установки равен 39,5 кг<sup>4)</sup>. Ведутся работы над двигателями, работающими на других ракетных топливах, например, аэрозине-50 и азоттетроксида<sup>5)</sup>.

<sup>1)</sup> Aviation Week, 27. II. 1967, т. 86, № 9, стр. 26.

<sup>2)</sup> Aerospace Technology, 6. XI. 1967, т. 21, № 10, стр. 4.

<sup>3)</sup> New Scientist, 7. VII. 1966.

<sup>1)</sup> Interavia Air Letter, 14. VII. 1967, № 2696, стр. 6.

<sup>2)</sup> Space/Aeronautics, VIII, 1964, стр. 75.

<sup>3)</sup> Missiles and Rockets, 25. III. 1963, стр. 6.

<sup>4)</sup> J. Spacecraft, III, 1966, т. 3, № 3, стр. 443.

<sup>5)</sup> SAE Journal, XII, 1963.



Привлекает внимание ученых и так называемый двигатель Стирлинга, изобретенный еще в 1816 г., но только в последние годы появившийся из «небытия» и получающий различные применения, в том числе и в космосе, в связи с присущими ему достоинствами — бесшумностью,

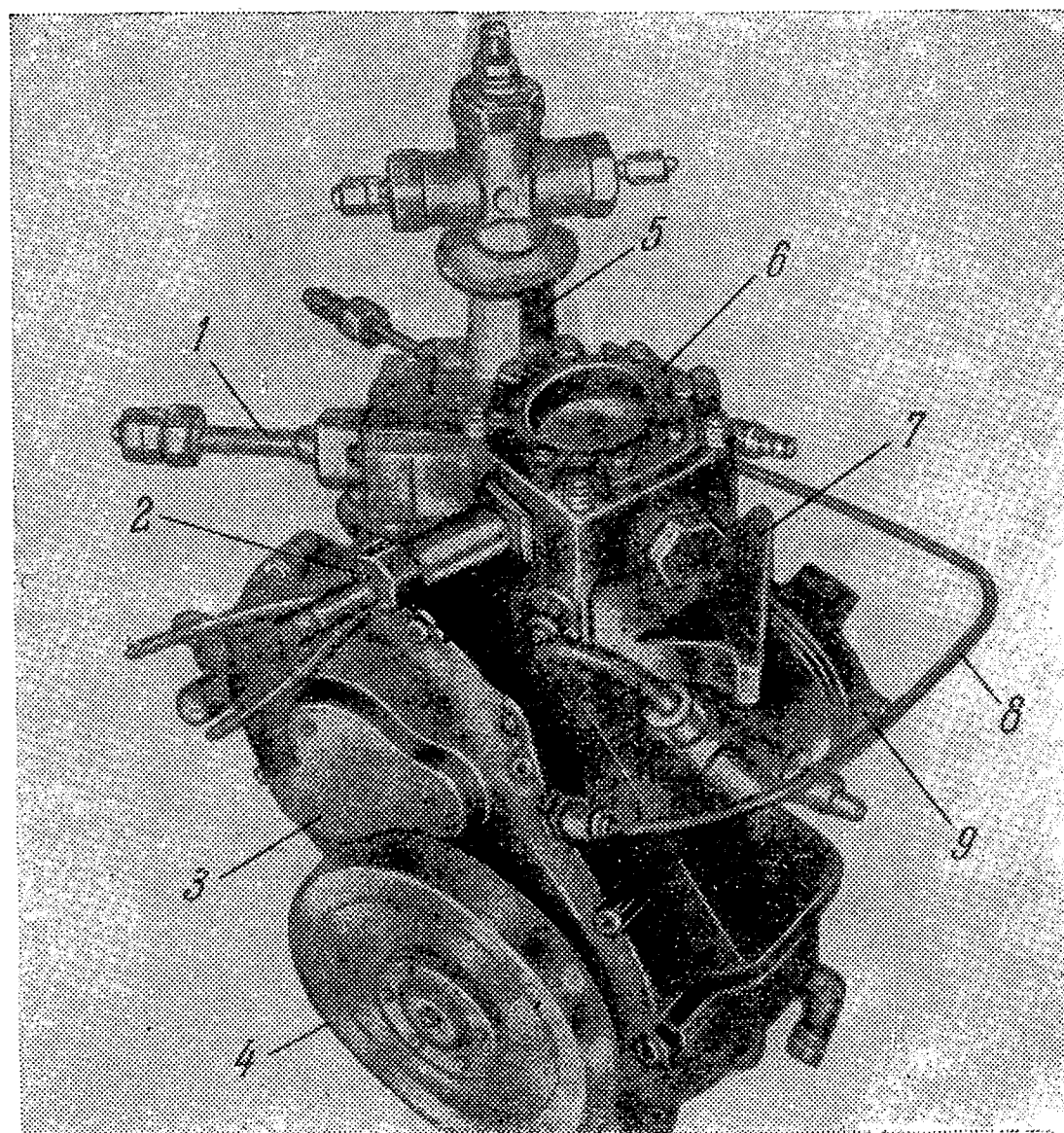


Рис. 113. Поршневой водородо-кислородный двигатель внутреннего сгорания фирмы Виккерс для применения в космосе.

1 — впуск кислорода, 2 — преобразователь давления, 3 — коробка распределительных шестерен, 4 — маховик, 5 — впуск водорода, 6 — головка цилиндра, 7 — выхлоп, 8 — маслопровод, 9 — муфта сцепления (Aviation Week, 18. II. 1963, стр. 119).

способностью к длительной работе в течение года и более, хорошей экономичностью<sup>1)</sup>. Однако не с этими двигателями связаны основные надежды космонавтики.

Вряд ли нужно говорить о том, как заманчивы перспективы использования солнечной энергии для питания электроракетных двигателей и всех вспомогательных

<sup>1)</sup> Mechanical Engineering, IX, 1965 и др.

устройств космической ракеты — ведь уникальной особенностью этого источника энергии является его неисчерпаемость. Но какой может быть мощность бортовой солнечной электростанции и какими методами может быть получена на ракете электрическая энергия из солнечной?

Количество солнечной энергии, падающей на каждый квадратный метр поверхности, расположенной перпендикулярно к солнечным лучам на земной орбите, равно 1160 ккал в час (солнечная постоянная), или примерно 1,8 л. с.<sup>1)</sup> (периодические изменения равны 5—6%). Следовательно, даже при полном, стопроцентном преобразовании этой энергии в электрическую для использования на ракете мощности электроустановки в 10 л. с. должна соответствовать поверхность коллектора (т. е. сборника солнечной энергии) примерно 5,5 м<sup>2</sup>. В действительности, конечно, из-за различных неизбежных потерь в указанном процессе преобразования энергии требуемая поверхность коллектора будет во много раз больше; она обратно пропорциональна величине полного коэффициента полезного действия установки. Естественно, что она возрастает и по мере удаления от Солнца — вблизи Марса ее величина должна быть вдвое больше, чем у Земли. Для современных солнечных батарей площадь облучаемой поверхности составляет примерно 12 кв. м на каждый киловатт генерируемой электрической мощности<sup>2)</sup>.

Вывод очевиден: солнечные электростанции на ракете могут применяться лишь при относительно небольших мощностях, как это имеет место на современных искусственных спутниках Земли и космических ракетах. Обычно эта мощность колеблется от десятков до сотен ватт; так, например, рекордной для зарубежных спутников является мощность солнечной электростанции «Орбитальной астрономической обсерватории», равная 980 вт<sup>3)</sup>, что почти вдвое больше, чем для других спутников. Считается возможным создание космических гелиоэлектростанций мощностью в десятки киловатт и даже больше, что потребует

<sup>1)</sup> Около 0,135 вт/см<sup>2</sup>.

<sup>2)</sup> Spaceflight, XI, 1967.

<sup>3)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование тепловой энергии в электрическую и топливные элементы», XII, 1967, вып. 12, стр. 79. На трех секретных спутниках, разработанных в США фирмой Локхид и запущенных на орбиту, установлены солнечные электростанции мощностью до 3 квт (см. стр. 285).

развертывания в космосе солнечного коллектора площадью в сотни, а может быть, и в тысячи квадратных метров.

Следует подчеркнуть, что для непрерывной работы солнечной электростанции ракеты эта станция должна так же непрерывно освещаться Солнцем. Если, как это случается обычно со спутниками Земли, временами ракета оказывается неосвещенной (в земной тени), то для того, чтобы силовая установка продолжала работать, должен быть предусмотрен какой-нибудь аккумулятор энергии. При достаточно большой мощности установки это превращается в нелегкую проблему и, вообще говоря, является серьезной трудностью на пути использования солнечной энергии.

Известен ряд методов преобразования солнечной энергии в электрическую, но все они делятся на две группы. В одном случае солнечная энергия сначала преобразуется в какую-либо иную — химическую или тепловую, а та уже, с помощью одного из возможных преобразователей, в электрическую. В другом случае осуществляется непосредственное преобразование солнечной энергии в электрическую, и ясно, что принципиально этот путь более предпочтителен — ведь любое дополнительное преобразование усложняет установку и делает ее менее эффективной. Именно этот метод и нашел уже использование на искусственных спутниках Земли и космических ракетах.

Энергия солнечного излучения может быть преобразована непосредственно в электрическую с помощью так называемых солнечных фотоэлементов, в основе которых лежит использование чудесных свойств полупроводниковых материалов — кремния, германия и др. Кванты солнечной энергии — фотоны, падающие на поверхность полупроводникового фотоэлемента, генерируют в нем электрический ток. Впервые свет вызвал ток в опыте А. Г. Столетова 26 февраля 1888 г. О возникновении такого тока свидетельствует, например, отклоняющаяся стрелка обычного селенового фотоэкспонетра, хорошо известного фотолюбителям. Однако в таком селеновом фотоэлементе в электроэнергию преобразуется всего 1% падающей солнечной энергии. В лучших из известных кремниевых фотоэлементах эта величина достигает 9—12%<sup>1)</sup>, а теоретически она может достигать 20—25% (интересно, что зеленые части

растений улавливают не более 8% падающей энергии). Это значит, что в лучшем случае лишь  $\frac{1}{4}$ — $\frac{1}{5}$  солнечной энергии может быть превращена в электроэнергию и для мощности в 1 кВт понадобится поверхность батарей более 4—5 м<sup>2</sup>. В настоящее же время с 1 м<sup>2</sup> поверхности солнечных фотоэлементов удастся получать не более 100 вт, т. е. для мощности в 1 кВт требуется поверхность в 10 м<sup>2</sup>. Практически же для применяющихся космических солнечных батарей величина общего к. п. д. батареи не превышает 7—8%, а часто снижается даже до 1%; поэтому, например, станция мощностью 980 вт, о которой упоминалось выше, имеет площадь солнечной батареи более 21 кв. м; она состоит из 80 000 отдельных солнечных фотоэлементов<sup>1)</sup>).

Устройство фотоэлемента принципиально очень просто, хотя вовсе не просто его конструктивное выполнение, а еще сложнее физические процессы, происходящие в фотоэлементе и приводящие к генерированию электрического тока.

По существу, именно все более глубокое проникновение в суть этих процессов позволяет ученым непрестанно совершенствовать фотоэлементы, повышая их к. п. д., т. е. отдачу электроэнергии с единицы площади облучаемой поверхности элемента, и, одновременно, удельную мощность, т. е. мощность, приходящуюся на единицу веса батареи.

Принципиальная схема современного кремниевого фотоэлемента представлена на рис. 114. Такие элементы изготавливаются, как правило, из пластинок монокристалла

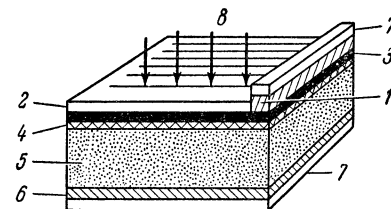


Рис. 114. Схема кремниевого фотоэлемента. Относительные размеры не выдержаны.

1 — металлический контакт, 2 — покрытие, уменьшающее отражение солнечного света, 3 — поверхностная диффузионная зона толщиной порядка  $\frac{1}{4}$  мк, 4 — слой, разделяющий зоны с электронной (p) и дырочной (n) проводимостью, 5 — слой с p- или n-проводимостью толщиной порядка десятых долей миллиметра, 6 — металлический контакт, 7 — пайка (не обязательна), 8 — падающая солнечная энергия (Mechanical Engineering, X, 1966, стр. 38).

<sup>1)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование тепловой энергии в электрическую и тепловые элементы», XII, 1967, вып. 12, стр. 79.

<sup>1)</sup> Mechanical Engineering, X, 1966, стр. 38.



кремния, в которых путем насыщения (диффузии) небольшими количествами некоторых веществ создаются зоны с различным характером проводимости — электронной или «дырочной». Пограничный между этими зонами слой служит как бы затвором (вентилем), пропускающим электроны лишь в одном направлении; когда кванты солнечного света падают на фотоэлемент, то электроны, выбиваемые ими из атомов элемента, собираются в одной зоне (зона  $n$ ), вследствие чего между обеими зонами создается разность потенциалов и генерируется электрический ток. Стандартные фотоэлементы имеют размер  $1 \times 2$  см, но в некоторых космических солнечных батареях применены элементы размером  $2 \times 2$  см; исследуется возможность дальнейшего увеличения размеров до  $3 \times 3$  см, поскольку при этом повышается эффективность и надежность батареи. Толщина современных элементов обычно близка к 0,5 мм (хотя для батареи в сборе она достигает 10—15 мм<sup>1)</sup>), но ее стремятся сделать возможно меньшей с тем, чтобы уменьшить вес батареи.

Поверхность солнечных фотоэлементов приходится защищать от ударов микрометеоритной пыли (повреждение одного элемента может вывести из строя всю батарею), перегрева и других вредных воздействий. Для этого их обычно снабжают стеклянным фильтром или покрывают тонкой пленкой специального вещества, разработанного для использования на космических ракетах. Слой такого покрытия, нанесенный на солнечный элемент, свободно пропускает коротковолновое излучение Солнца, но отражает длинноволновые тепловые лучи, способные вызвать перегрев фотоэлемента.

Особенно вредным может оказаться воздействие радиации при длительном полете в земных радиационных поясах — ореоле заряженных частиц, окружающем Землю. В результате исследований<sup>2)</sup>, проведенных в 1959—1960 гг., было установлено, что если расположить активные слои фотоэлемента в обратном порядке по сравнению с обычно применявшимися до того времени (именно,  $n$  —  $p$  вместо  $p$  —  $n$ ), то стойкость элемента к радиационному воздействию сильно возрастает, что увеличивает срок службы элемента до 10-кратного. С тех пор в основном

изготавливаются именно такие элементы. Другой перспективный метод значительного (до 50 раз!) повышения радиационной стойкости заключается в введении в кристалл небольших легирующих примесей лития<sup>1)</sup>; изучаются и применяются и другие подобные методы, что весьма важно для обеспечения длительной работы солнечных батарей. Можно думать, что эти исследования сделают вполне надежной и эффективной многолетнюю длительность такой работы, необходимую, например, для межпланетных полетов. Уже сейчас некоторые солнечные батареи работают в космосе по несколько лет.

Обычно космические солнечные батареи выполняются в виде сотовых конструкций из большого числа отдельных соединенных общей электрической цепью фотоэлементов, монтируемых либо непосредственно на поверхности космического летательного аппарата, либо на специальных выносных панелях, имеющих форму крыльев или лопастей. Достаточно взглянуть, например, на советские космические аппараты, экспонированные в павильоне «Космос» ВДНХ в Москве, чтобы бросилось в глаза большое разнообразие конструктивных форм солнечных батарей. Разумеется, солнечные батареи должны быть всегда ориентированными на Солнце, и эта необходимость точного «слежения» за Солнцем является существенным недостатком таких батарей. Другой, пожалуй, еще более важный их недостаток связан с необходимостью защищать батареи при взлете космической ракеты, что часто требует применения хитроумных способов свертывания, складывания батарей для помещения в обтекатель, с последующим разворачиванием уже в космосе.

Легко видеть, что размеры жестких панелей солнечных батарей оказываются ограниченными условиями космического пуска. Считается, что близкими к предельно возможным являются, в частности, панели американского искусственного спутника «Нимбус», каждая из которых имеет размеры  $0,9 \times 2,4$  кв. м при мощности около 500 вт<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> Aviation Week, 28. VII. 1967, стр. 94 и др.

<sup>2)</sup> На трех американских секретных спутниках, запущенных на орбиту, установлено по четыре панели солнечных элементов общей площадью 33 квадратных метра, наибольшей для всех зарубежных солнечных батарей. Средняя мощность этих батарей равна 500 вт, но если бы они были всегда ориентированы на Солнце, то она достигла бы 3 квт. При выводе на орбиту панели складываются, как ширма

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics, 1967, т. 48, № 2, стр. 101.

<sup>2)</sup> Electronics, 21. X. 1960 и др.

Вот почему в последние годы большое внимание за рубежом привлекают так называемые тонкопленочные элементы, позволяющие создать гибкие солнечные батареи уменьшенного веса.

Такие элементы получают обычно путем образования (например, распылением) тонкой полупроводниковой пленки (например, на основе таких полупроводниковых соединений, как арсенид галлия, теллурид или сульфид кадмия и др.) на каком-нибудь материале, служащем «подложкой» — стекле, керамике, металле. Общая толщина

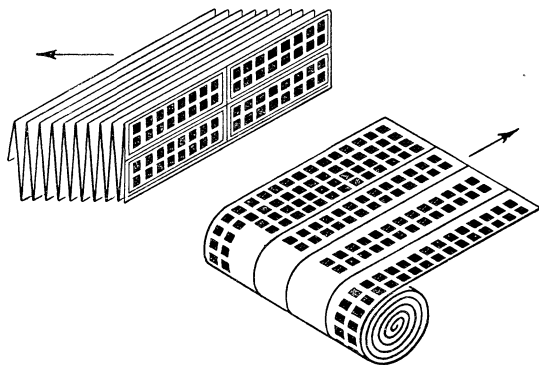


Рис. 115. Развертывающиеся конструкции солнечных космических батарей на основе тонкопленочных фотоэлементов.

элемента при этом уменьшается до десятой и даже сотых долей миллиметра, снижается вес и стоимость батарей и, что очень важно, такие батареи могут легко выполняться в виде складывающихся или свертывающихся конструкций (рис. 115). Жесткость панелей после их развертывания в космосе может обеспечиваться, например, легкими надувными рукавами, как это предусмотрено в проекте фирмы Хьюз<sup>1)</sup>. Весьма совершенные батареи такого рода,

(Aviation Week, 28. VIII. 1967, т. 87, № 9, стр. 93). По проекту солнечной батареи для большой обитаемой орбитальной лаборатории, разработанному в США, она должна иметь четыре панели солнечных элементов размером  $5,1 \times 8,4$  м, т. е. общей площадью больше 170 кв. м! (New Scientist, 21. IX. 1967, стр. 610).

<sup>1)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование...», XII, 1967, стр. 82.

легко свертывающиеся в рулоны, как обычная бумага, разработаны советскими учеными; многие зарубежные фирмы покупают советские лицензии на эти батареи<sup>1)</sup>.

Разрабатываются они и за рубежом. Так, фирма Райан (США) создала батарею площадью поверхности около 23 кв. м и весом всего 35,5 кг, причем удельная мощность такой батареи составляет 66 вт на 1 кг веса<sup>2)</sup>, т. е. в несколько раз больше, чем для обычных солнечных элементов. Не удивительно, что с такими батареями космонавтика связывает большие надежды, в особенности, если в качестве «подложки» сможет быть использована тонкая (порядка 50 мк), легкая и прочная металлизированная пластмасса, что уже сделано в ряде экспериментальных конструкций<sup>3)</sup>. Ведь обычные жесткие солнечные батареи характеризуются весом примерно 50 кг на 1 квт мощности, причем до 70% этого веса приходится на долю металлического, обычно алюминиевого каркаса<sup>4)</sup>. Считается, что в самые ближайшие годы смогут быть достигнуты значения мощности с единицы площади поверхности до 120 вт/м<sup>2</sup> при удельной мощности до 90 вт/кг (т. е. удельном весе примерно 11 кг/квт<sup>5)</sup>). В разрабатываемых за рубежом проектах солнечных батарей для больших обитаемых орбитальных станций и межпланетных кораблей предполагается применение панелей гибких солнечных элементов очень большой площади. Так, в проекте фирмы Боинг для марсианского корабля общая площадь солнечных элементов батареи мощностью 50 квт составляет примерно 465 кв. м, тонкослойные элементы общим числом 1 млн. крепятся на развертываемых панелях из стеклоткани толщиной всего 75 мк. Фирма Хьюз использует для этой же цели ленту из стекловолна, пропитанного тефлоном; ширина этой ленты 250 мм, а толщина всего 38 микрон! При запуске ракеты лента наматывается на барабан диаметром 165 мм. После развертывания ленты достигают длины в 30 м, они удерживаются в таком состоянии тонкой металлической лентой из нержавеющей стали, листового титана и т. п. Мощность солнечных

<sup>1)</sup> «Комсомольская правда», 24 июня 1967 г.

<sup>2)</sup> World Aerospace Systems, XI, 1967; Aerospace Technology, 9. X. 1967, т. 21, № 8, стр. 4.

<sup>3)</sup> Spaceflight, XI, 1967, стр. 374.

<sup>4)</sup> Там же.

<sup>5)</sup> Mechanical Engineering, X, 1966, стр. 40.

батарей по этим проектам достигает 20 квт<sup>1)</sup> и даже 50 квт<sup>2)</sup>).

Большим достоинством солнечной батареи является то, что она обладает теоретически бесконечной продолжительностью работы. С увеличением продолжительности полета выгодность солнечной батареи по сравнению, например, с химическими источниками электроэнергии, естественно, возрастает. Если при продолжительности работы в несколько часов или даже дней вес «химической» электростанции ракеты на 1 квт генерируемой электроэнергии будет меньше, чем для гелиоэлектростанции, то при увеличении длительности полета он сначала сравняется с ней (примерно при 10 днях), а затем станет намного больше. В настоящее время это наиболее надежный и эффективный метод непосредственного преобразования солнечной энергии в электрическую.

В последнее время вызывает интерес другой подобный метод — метод электронной фотоэмиссии. Идея этого метода заключается в том, что при облучении солнечным светом некоторых пластмасс они испускают (эмитируют) электроны, которые могут быть захвачены электрическими проводниками, расположенными над поверхностью пластмассы, и, таким образом, в них потечет ток. В частности, сообщается о разработке подобной гелиостанции фирмой Вестингауз в США по проекту Каструччо<sup>3)</sup> для использования на лунной базе. По другому проекту, разрабатываемому Национальной исследовательской корпорацией, вес системы должен составлять всего 8 кГ/квт.

Однако рекордных показателей можно было бы, вероятно, достичь с помощью проекта, разработанного сотрудником Корнелльского университета в США Томасом Голдом<sup>4)</sup>. По его предложению тончайшая пластмассовая пленка толщиной всего 125 микрон с большим числом сквозных отверстий в ней покрывается с обеих сторон нанесенными испарением слоями металла толщиной в десятые доли микрона. Эти слои являются проводниками — один из них, обращенный к Солнцу, играет роль эмиттера электронов, противоположный — их коллектора; элек-

троны проходят через отверстие в пленке, служащей изолятором. По расчетам автора, вес такой пленки не должен превысить 1 кГ/квт, а вес всей установки (с учетом веса надувного бортика, придающего жесткость большому диску тонкой пленки, и др. элементов конструкции) имеет порядок 5—6 кГ/квт.

Может возникнуть вопрос, почему нельзя непосредственно использовать волновой характер солнечных лучей? Фотон, как известно, представляет собой частицу-волну, причем во всех применяющихся солнечных энергоустановках используются именно корпускулярные свойства фотона. Но ведь если создать приемную аппаратуру, настроенную на частоту электромагнитных колебаний, соответствующих солнечному излучению, то можно воспринимать энергию этого излучения, как принимаются обычные радиоволны. Уже имеется подобная аппаратура, рассчитанная на близкую к необходимой частоту — порядка 30 млрд. герц.

Однако этот метод исключен. Ведь солнечные лучи испускаются мириадами атомов, причем каждая такая микроскопическая рация работает в своей фазе. Вот эта-то разнофазность (или, как говорят, некогерентность) и делает невозможным прием электромагнитных волн солнечного света.

Из всех возможных методов непрямого преобразования солнечной энергии в электрическую наибольшей привлекательностью обладают, очевидно, как и в случае тепловой энергии, безмашинные методы. Таких методов несколько. Так, возможны устройства, в которых солнечная энергия преобразовывается в химическую, например, путем фотолиза воды на водород и кислород (фотохимическая реакция). Вслед за тем оба газа могут поступать в описанный выше топливный элемент для непосредственного преобразования свободной химической энергии в электрическую; таким образом, будет осуществляться как бы регенерация этих элементов.

Могут быть созданы и другие аналогичные устройства, которые можно назвать гелиохимическими. Например, в США исследуются устройства, в которых под действием солнечного света происходит геометрическая перестройка молекул одного изомера некоторых веществ (органических кислот) в другой изомер; поглощенная при таком процессе солнечная энергия выделяется затем в виде

<sup>1)</sup> Aviation Week, 14. VIII. 1967, т. 87, № 7, стр. 72.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 1967, т. 87, № 11, стр. 96 и др.

<sup>3)</sup> Product Engineering, 24. VI. 1963.

<sup>4)</sup> Astronautics, II, 1961.

электроэнергии в результате диффузии ионов через пористую перегородку, разделяющую оба изомера с различными константами диссоциации. Данные предварительных опытов показывают перспективность подобных устройств для использования на ракетных электростанциях.

Однако в большинстве случаев все подобные устройства обладают относительно невысоким к. п. д., обычно менее 10%. Теоретически возможно повышение этого к. п. д. до 40—45% (согласно акад. Н. Н. Семенову), что

привело бы к решению задачи, имеющей огромное значение не только для космонавтики, но и для всего народного хозяйства. Но на этом пути впереди еще не сделанные открытия и изобретения.

Другие не прямые методы преобразования солнечной энергии в электрическую связаны с ее переходом в тепловую, а последней — в электрическую. Если иметь в виду снова вначале безмашинные методы, то здесь могут быть использованы термоэлектрические и термоэлектронные методы, в основе которых лежит использование достижений физики твердого тела.

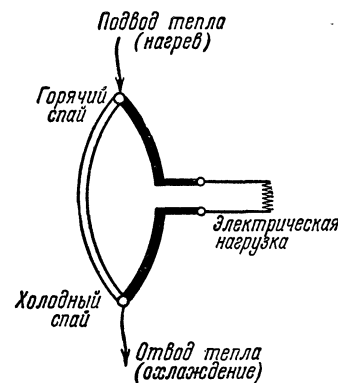


Рис. 116. Принципиальная схема термоэлектрического преобразователя тепловой энергии в электрическую.

Термоэлектрические солнечные элементы, как и фотоэлементы, основаны на применении полупроводников, но в них используется иное свойство этих чудо-веществ — именно, возникновение электрического потенциала под действием разности температур (рис. 116). Термоэлементы существуют уже почти полтора века, но пока для этой цели использовались различные спаи металлов (например, в термопарах), их к. п. д. был весьма незначительным — порядка десятых долей процента. Только использование полупроводников позволило довести величину к. п. д. примерно до 8%, причем ведутся исследования (в частности, связанные с повышением допустимой рабочей температуры горячего спаи, например, путем использования раз-

личных керамик — окиси кобальта и др.), которые позволят достичь 15%, а может быть, и теоретически возможной величины — 30%.

При использовании же вместо твердых полупроводников различных ионизованных газов (опыты такого рода уже проводились, в частности, в Лос-Аламосской лаборатории в США) теоретически возможно превращать в электричество до 60% тепловой энергии, т. е. намного больше, чем в существующих теплосиловых установках с их сложными и громоздкими машинами.

Хотя до сих пор солнечные термоэлектрические генераторы еще не применяются на космических аппаратах (если не считать нескольких экспериментальных орбитальных установок<sup>1)</sup>), по ним ведутся интенсивные исследовательские и опытно-конструкторские работы. Это объясняется рядом их преимуществ: возможностью работы на сравнительно небольших расстояниях от Солнца (фотоэлементы обычно не годятся для работы при высоких температурах в сотни градусов), принципиальной достижимостью более высокого к. п. д., неподверженностью радиационным воздействиям и др. За рубежом разрабатываются солнечные термоэлектродгенераторы двух типов — в форме обычных плоских панелей, как в случае солнечных фотоэлементов, и со специальными солнечными концентраторами. Освещенная Солнцем сторона плоской панели нагревается до температуры немногим более 500°С, а обратная, теневая сторона обычно имеет температуру порядка 350°; эта разность температур 150—170° и служит для генерирования тока. На опытных моделях плоских панелей удавалось получать мощность примерно 10—11 вт/м<sup>2</sup>; такая малая мощность объясняется низким к. п. д. вследствие малого перепада температур. Гораздо больший перепад и соответственно большую мощность можно получить, если применить концентратор солнечной энергии — устройство, позволяющее собирать солнечные лучи, падающие на относительно большую поверхность концентрации, и затем направлять всю эту энергию на горячие спаи термоэлемента (рис. 117). Такие концентраторы-рефлекторы используются, в частности, в проекте солнечной термоэлектрической энергоустановки фирмы Гамильтон Стандарт (США). Еще больший эффект

<sup>1)</sup> Aviation Week, 8. VI. 1964, стр. 55.



получается, если обратная (тыльная, теневая) сторона концентратора используется в качестве радиатора, т. е. теплорассеивающей поверхности.

Необходимость в радиаторе является существенным недостатком солнечного термоэлектрогенератора, впрочем, общим для всех энергоустановок с использованием тепла. Выше уже упоминалось о том, что теплота не может быть целиком преобразована в другие виды энергии, часть ее неизбежно теряется и должна быть рассеяна, отведе-

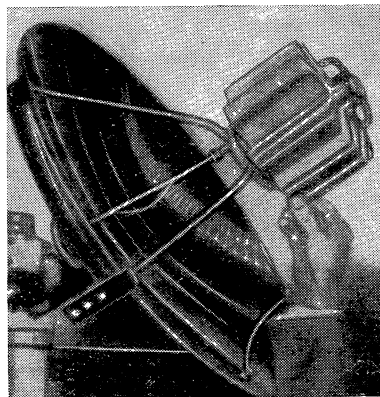


Рис. 117. Солнечный термоэлектрогенератор с концентратором-рефлектором (Aviation Week, 8. VI. 1964, стр. 67).

на при более низкой температуре. В случае термоэлектрогенератора такой отвод тепла связан с необходимостью охлаждения холодного спая, поддержания его при температуре, значительно меньшей, чем у горячего спая. Ведь чем больше эта разность температур, тем больше к. п. д. термоэлемента. Вот для чего служат, в частности, ребра, веером расходящиеся во все стороны от широко известного советского термоэлектрогенератора, используемого с обычной керосиновой лампой и служащего для питания радиоприемника. Такие

ребра имеют и многие зарубежные термоэлектрогенераторы.

Однако в космосе условия охлаждения иные, чем на Земле, там нет воздуха, которому можно было бы передать тепло. Единственный возможный вид теплоотдачи в этих условиях — это излучение. Но чтобы обеспечить нужную теплоотдачу при не слишком большой поверхности подобного теплорассеивающего устройства — радиатора, нужно повышать температуру его поверхности. Однако это невыгодно, так как уменьшает перепад температур в термоэлементе (невыгодно это и во всех других случаях применения радиатора). Так возникает одна из сложнейших проблем электрических силовых установок ракет. Вот

чем объясняются большие поверхности, напоминающие громадные крылья бабочек или гигантский раскрытый зонтик, которые можно видеть на рисунках различных электрических космических летательных аппаратов. Обычно радиатор представляет собой наиболее тяжелую часть энергетической установки<sup>1)</sup>.

Особенно возрастают трудности, связанные с радиатором, при увеличении мощности энергетической установки. Ведь в этом случае каждый процент полной мощности представляет собой огромное количество тепла, которое нужно рассеивать в радиаторе. Если представить себе, например, ракетную установку полезной мощностью 2 миллиона л. с., но не термохимическую, как это было в приведенном выше примере, а с разделением источника энергии и рабочего вещества, то даже при высоком — 50% — к. п. д. установки ее радиатор должен рассеивать каждую секунду примерно 350 000 ккал тепла.

Допустите такой невероятный случай, что хотя бы на одну минуту радиатор перестал рассеивать тепло и оно аккумулируется в летящем корабле. Злосчастный корабль не просто выйдет из строя, он... может расплавиться! Вот почему так необходимо в этих случаях всемерно повышать к. п. д. установки.

Проблема радиатора еще ждет эффективных решений, остроумных изобретений. Одной из интересных идей является, в частности, предложенный за рубежом в 1960 г. проект радиатора в виде непрерывно движущейся (вращающейся) тонкой ленты.

Другой такой идеей и является упомянутое выше использование в качестве радиатора теневой поверхности концентратора. Но у концентраторов солнечной энергии есть и один существенный недостаток — они требуют весьма точной ориентации на Солнце. Ну, а как быть в тех случаях, когда такой солнечный термоэлектрогенератор оказывается в конусе земной тени? Ведь для искусственного спутника Земли с периодом обращения  $1\frac{1}{2}$  часа,

<sup>1)</sup> Интересная конструкция солнечного термоэлектрического генератора разработана в США фирмой Джeneral Атомик. В ней применены батареи полупроводниковых термоэлементов, расположенных между двумя металлическими пластинами (коллектором и радиатором); это защищает батареи от вредного действия радиации (Missiles and Rockets, 22. X. 1962). Каждый генератор мощностью 0,25 вт будет представлять собой панель размерами 10,3×10,3 см (Electronics, 19. X. 1962).

например, полет в тени будет длиться больше трети всего времени, 35 мин из каждых 90 мин одного обращения. Как показали теоретические и экспериментальные исследования, термоэлектрогенераторы справляются с этой

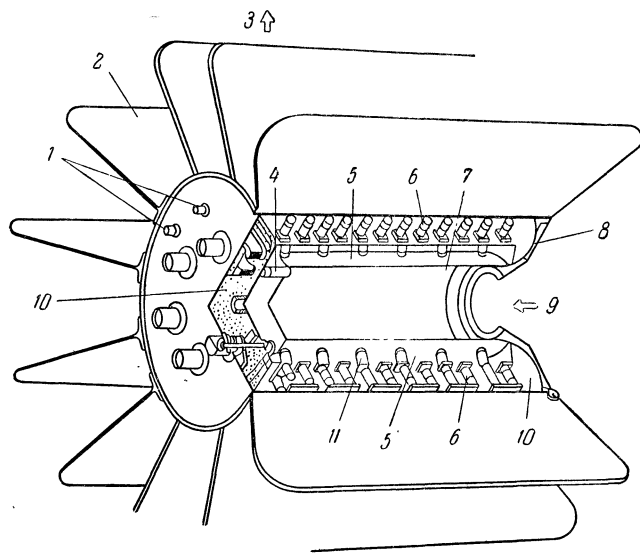


Рис. 118. Схема устройства солнечного термоэлектрогенератора фирмы Вестингауз. Концентратор солнечной энергии не показан.

1 — токоотводы, 2 — ребра радиатора, 3 — отвод тепла в космос излучением, 4 — распорка (тепловой шунт), 5 — аккумулятор тепла (гидрид лития), 6 — термоэлектрические элементы (модули), 7 — рабочая полость генератора, 8 — апертурная поверхность, 9 — падающее солнечное излучение, 10 — теплоизоляция, 11 — элементы крепежа (тепловые шунты).

трудностью легче, чем солнечные фотоэлементы, при которых необходимо предусмотреть на этот случай дополнительный источник энергии, которым обычно служат тяжелые и громоздкие электрохимические батареи. Поскольку для работы термоэлектрогенератора нужно, собственно, не само Солнце, а излучаемое им тепло, то вполне возможно накопление этого тепла в полете на освещенном участке траектории с тем, чтобы израсходовать накопленное тепло во время полета в тени. В космическом термоэлектрогенераторе, разрабатываемом американской фирмой Вестингауз (рис. 118), таким аккумулятором тепла служит,

например, гидрид лития — твердое вещество, обладающее сравнительно большой теплотой плавления (2720 кдж/кг) при относительно низкой температуре 673°С. Это вещество помещается в контейнер из нержавеющей стали с покрытием из стекла и под действием на него концентратором солнечных лучей плавится, отдавая накопленное таким образом тепло термоэлементам при затвердевании на теневом участке траектории. При наземных испытаниях описываемого термоэлектрогенератора в условиях, имитирующих космический полет, был получен к. п. д. 5,8% при мощности 150 вт; концентратор имеет диаметр 2,44 м и к. п. д. 86,6%<sup>1)</sup>. Предполагаемая удельная мощность всей энергоустановки 4,7 вт/кг. Как видно из этих данных, пока еще солнечные термоэлектрогенераторы уступают по своим возможностям солнечным батареям из фотоэлементов.

На ином принципе основаны так называемые термоэлектронные, или термоионные, генераторы (иногда их называют также термоэмиссионными), в которых используется явление испускания электронов раскаленной металлической поверхностью (рис. 119); этот метод предложен акад. А. Ф. Иоффе в 1950 г. Если поместить катод термоионного электрогенератора в фокусе солнечного коллектора, концентрирующего лучи на этом катоде с целью необходимого повышения его температуры, то такой катод начнет как бы испарять, эмитировать электроны, что приведет к образованию высокого электрического потенциала между ними и анодом. Тепловая энергия и преобразуется в электрическую, когда электроны преодолевают этот потенциал.

Для увеличения плотности тока вакуумированное пространство между катодом и анодом в новых устройствах этого типа часто заполняется парами цезия, являющегося, как известно, веществом с наименьшей энергией ионизации. Образующиеся положительные ионы цезия нейтрализуют пространственный заряд, ограничивающий увеличение плотности тока. Такие термоионные генераторы называют иногда «плазменной термопарой»<sup>2)</sup>. Этот термин

<sup>1)</sup> Информационный бюлл. «Прямое преобразование тепловой энергии в электрическую и топливные элементы», XII, 1967, вып. 12, стр. 99.

<sup>2)</sup> Machine Design, 27. IV. 1967 и др.

объясняется тем, что подобный генератор может рассматриваться как обычная термопара, в которой один из проводников металл, а другой — плазма. Расстояние между

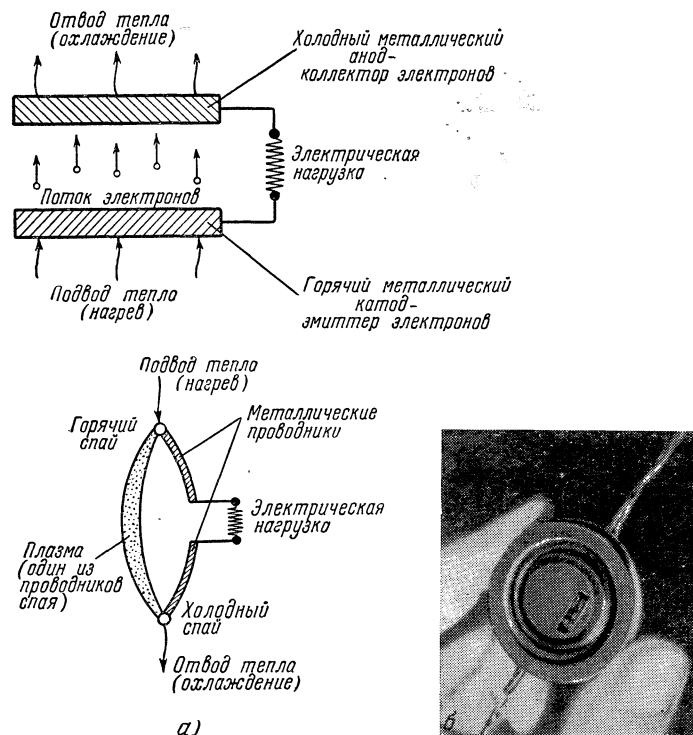


Рис. 119. Термоэлектронный (термоионный) преобразователь тепловой энергии в электрическую.

а) Сверху — принципиальная схема вакуумного (или плазменного) диода; снизу — плазменный диод может рассматриваться как плазменная термопара; б) вакуумный термоионный преобразователь фирмы Джeneral Электрик (США). Его мощность равна 1 Вт, вес примерно 85 г, температура катода около 1100°С, к. п. д. не менее 2,5% (Journal of Applied Physics, № 11, 1959).

электродами в них может быть значительно больше, чем сотые доли миллиметра, как в вакуумных «диодах».

Одна из наиболее серьезных проблем для термоионных преобразователей связана с конструкционными материалами для катода — эмиттера электронов, поскольку

они должны длительно работать при очень высокой температуре порядка 1400°С и больше. Однако в последнее время, судя по сообщениям зарубежной печати, эта проблема успешно преодолевается. По крайней мере, сообщается об успешных длительных испытаниях термоионных космических преобразователей. Например, два таких преобразователя испытывались в США в течение более 10 000 часов при температуре катода 1730°С без сколько-нибудь серьезного ухудшения характеристик<sup>1)</sup>. В термоионном преобразователе, созданном в СССР<sup>2)</sup>, температура молибденового катода равнялась 1700—1800°С, что позволило получить при температуре анода 650°С удельную мощность 3—3,5 Вт/см<sup>2</sup>.

В настоящее время созданные термоионные генераторы обладают несколько меньшим к. п. д., чем термоэлектрические, но их совершенствование приводит к быстрому повышению к. п. д. Так, для одного из экспериментальных устройств этого типа, разработанных в США, считается возможным достижение к. п. д. 43% (по другим данным достигим к. п. д. не более 35%) при мощности примерно 200 Вт на 1 м<sup>2</sup> поверхности солнечного коллектора.

Однако пока еще до этих теоретически возможных значений далеко. Так, например, в термоионном солнечном преобразователе, испытания которого осуществляла в 1962 г. фирма Электро-Оптикал Системз в США, к. п. д. достигал лишь 3%; мощность этого преобразователя 41 Вт, вес 11 кг. В других испытанных преобразователях к. п. д. достигал 10% и даже 14%<sup>3)</sup>, а удельная мощность 17—28 Вт/см<sup>2</sup>; повышение температуры катода до 2260°К позволяет повысить к. п. д. до 20% и удельную мощность до 75 Вт/см<sup>2</sup>. Следует подчеркнуть, что термоионные преобразователи обладают одним исключительно важным и уникальным потенциальным достоинством — они сохраняют достаточно высокий к. п. д. при весьма значительных температурах теплорассеивающего радиатора (т. е. анода). Если вспомнить сказанное выше об огромных размерах и весе космического радиатора, то значение возможности существенного их уменьшения, связанного с повышением температуры (ведь теплоотвод

<sup>1)</sup> Machine Design, 7. VII. 1966, стр. В-12.

<sup>2)</sup> Теплофизика высоких температур, I—II, 1968, т. 6, № 1.

<sup>3)</sup> J. Spacecraft, VII, 1967, т. 4, № 7, стр. 847.

излучением изменяется как 4-я степень температуры), трудно переоценить. Именно с этим главным образом и связывают перспективы применения солнечных термоионных

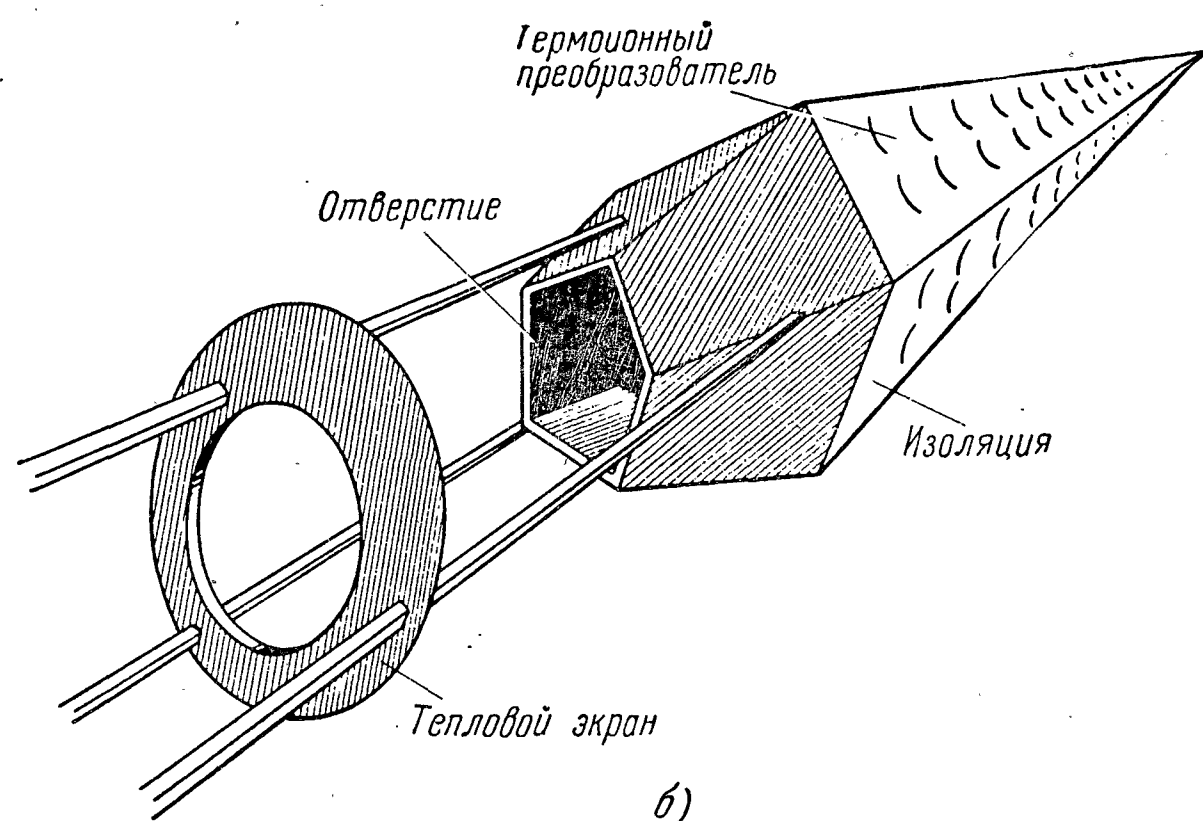
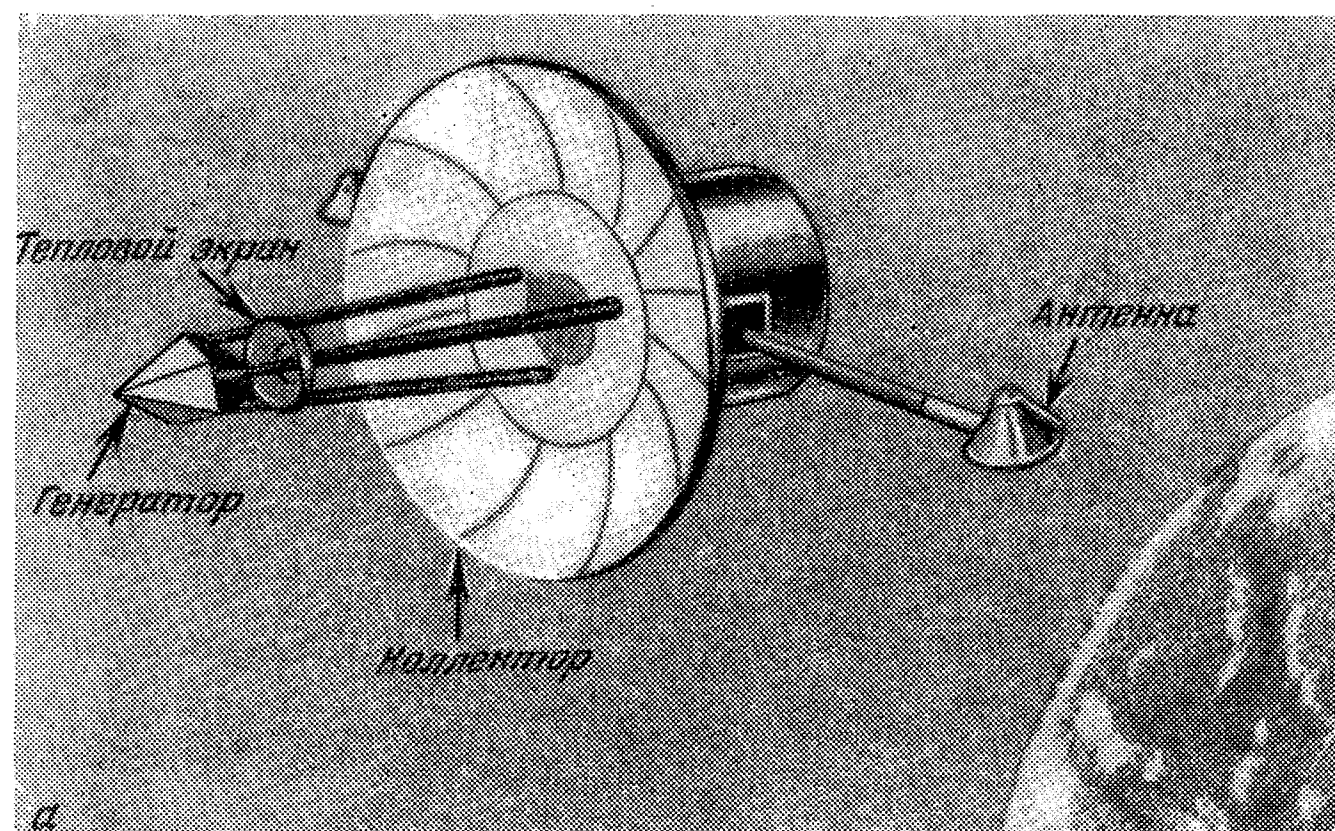


Рис. 120. Термоионная космическая энергоустановка «СТЕПС» фирмы Дженерал Электрик (а) и генератор установки (б) (Missiles and Rockets, 5. VI. 1964).

электрогенераторов для различных космических аппаратов.

Одна из первых солнечных термоионных установок в США разрабатывается фирмой Дженерал Электрик по

проекту «СТЕПС»<sup>1)</sup>. Установка состоит из коллектора, фокусирующего солнечные лучи на генераторе, состоящем из трех термоионных преобразователей вакуумного типа и вспомогательных систем (рис. 120). Солнечные лучи проникают через отверстие в полость генератора, на внутренних стенках которой расположены нагреваемые катоды преобразователей, а на наружной — аноды. Как указывается, установка была испытана с концентратором диаметром 1,5 м, причем была получена мощность около 28 вт при температуре эмиттера  $1670^{\circ}\text{C}$ <sup>2)</sup>. Наиболее мощная из известных разрабатываемых в США солнечных термоионных установок рассчитана на 135 вт с 1,5-метровым концентратором (фирмы Термо Электрон Инжиниринг и Электро-Оптикал Системз); она уже неоднократно подвергалась наземным испытаниям и подготавливается к летным<sup>3)</sup>. Как и термоэлектрические установки, все термоионные установки также должны иметь теплорассеивающий радиатор, но, как уже упоминалось выше, возможность использования более высокой его температуры сильно уменьшает размеры и вес.

Особая пригодность термоионного преобразователя для работы при высокой температуре послужила, в частности, основанием для разработки фирмой Белл Эросистемз энергоустановки для автоматической межпланетной станции, которую предполагается запустить к Солнцу в 1970 г.<sup>3)</sup>. Приближение к Солнцу на расстояние порядка 50 млн. км уже недопустимо для солнечных батарей, и поэтому выбор пал в этом случае на термоионную установку (рис. 121). При установке 16 солнечных концентраторов диаметром 0,3 м с термоионными преобразователями общая мощность установки превысит 220 вт.

Рис. 122 иллюстрирует устройство термоионного преобразователя — «плазменного диода», разрабатываемого в США фирмой Термо Электрон Инжиниринг для космического использования. Зазор между эмиттером и коллектором электронов заполняется при работе установки цезием, поступающим из специального резервуара. При температуре эмиттера  $2000^{\circ}\text{K}$  удельная мощность установки, полученная в ходе длительных, во много тысяч часов,

<sup>1)</sup> Missiles and Rockets, 5. VI. 1964.

<sup>2)</sup> J. of Spacecraft and Rockets, IX—X, 1965, т. 2, № 5, стр. 654.

<sup>3)</sup> Mechanical Engineering, 27. III. 1967.



наземных испытаний в вакууме, составляла примерно  $17 \text{ вт/см}^2$ . На космическом аппарате предполагается установить пять описываемых преобразователей в фокусе па-

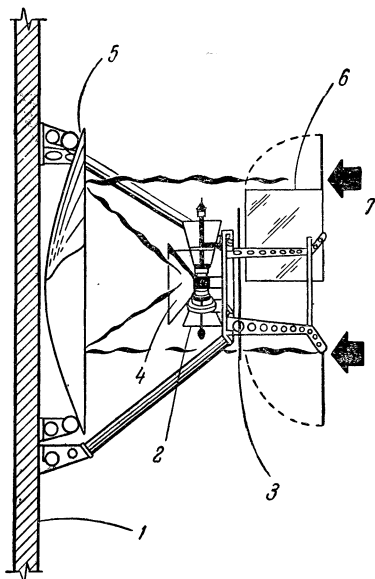


Рис. 121. Солнечная космическая термоионная энергоустановка по проекту фирмы Белл Эросистемз.

1 — оболочка КЛИА, 2 — термоионные преобразователи, 3 — экраны от солнечного излучения, 4 — полость для ввода концентрированного солнечного излучения, 5 — концентратор, 6 — устройство для регулирования интенсивности падающего излучения, 7 — солнечное излучение (Space World, VI, 1967; Mechanical Engineering, 27. III, 1967).

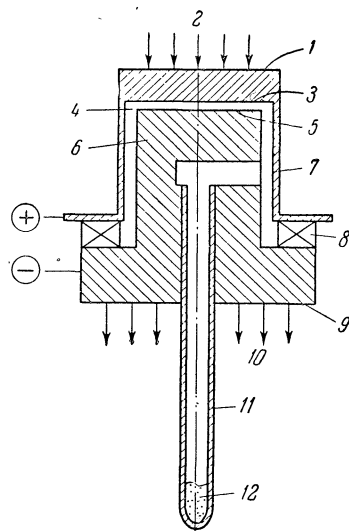


Рис. 122. Устройство термоионного преобразователя — «плазменного диода» с цезием.

1 — теплопоглощающая поверхность, 2 — падающее солнечное излучение, 3 — поверхность эмиттера, 4 — зазор между эмиттером и коллектором, 5 — поверхность коллектора, 6 — коллектор, 7 — цилиндрическая оболочка эмиттера, 8 — уплотнение-изоляция, 9 — теплоотдающая поверхность, 10 — рассеиваемое в космос тепло, 11 — трубка-резервуар с цезием, 12 — цезий (жидкий при температуре насыщения, соответствующей потребной упругости пара) (Mechanical Engineering, IX, 1966, стр. 57).

рабочего солнечного коллектора диаметром примерно  $1,5 \text{ м}^1$ ). По одному из сообщений печати <sup>2)</sup> преобразователь подобного типа работал при испытаниях более года

при к. п. д. 20% и удельной мощности  $60 \text{ вт/см}^2$ , причем считается возможным достижение к. п. д. 30%. Ведутся исследования и такого «плазменного диода», в котором цезий содержится только в газообразной фазе, что устраняет необходимость в резервуаре жидкого цезия со сложной системой регулирования его температуры, и, таким образом, сильно упрощает термоионный преобразователь <sup>1)</sup>.

Поскольку термоионный генератор работает в диапазоне более высоких температур, чем термоэлектрический, то логичной является мысль о сочетании обоих этих устройств преобразования тепла в электроэнергию. О создании подобного термоионного-термоэлектрического генератора в США сообщила зарубежная печать. «Отбросное» тепло первого генератора используется во втором, что, естественно, увеличивает к. п. д. преобразования примерно вдвое (в созданном образце мощностью 15 вт термоионный преобразователь работал при  $1440^\circ \text{C}$ , а термоэлектрический — при  $500^\circ \text{C}$ , общий к. п. д. достигал 10—12%, тогда как для обоих составляющих преобразователей они равнялись 5—7%). Считается, что в будущем к. п. д. таких «каскадных» преобразователей сможет быть существенно повышен. О «каскадных» преобразователях иного типа будет рассказано ниже.

Конечно, более обычными с точки зрения инженерной практики являются машинные, или термодинамические, преобразователи солнечной энергии в электрическую. Ведь именно так устроены имеющиеся пока еще в небольшом числе и строящиеся солнечные электростанции, например, строящаяся у нас в стране возле Еревана станция мощностью 1200 квт. В этих случаях солнечные коллекторы, параболические рефлекторы, фокусируют лучи на котле, в котором под действием солнечного тепла при высокой температуре (она может достигать даже 3—4 тыс. градусов, как это имеет место в различных солнечных печах) происходит испарение какого-либо рабочего тела, например, ртути, являющейся одним из наилучших теплоносителей для таких целей. Понятно, что для этого коллекторы должны все время автоматически «следить» за Солнцем. Если не считать того, что вместо сгорания в топке обычного парового котла здесь нагрев осуществляется солнечными лучами, все остальные рабочие процессы

<sup>1)</sup> Mechanical Engineering, IX, 1966, стр. 57.

<sup>2)</sup> Technology Week, 17. IV. 1967, стр. 39.

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7, стр. 1126.

солнечной электростанции, как и применяющиеся машины и агрегаты, не отличаются принципиально от характерных для рядовых теплоэлектростанций. Пар из котла поступает в турбину, вращающую вал электрогенератора, а затем снова превращается в жидкость в конденсаторе, замыкая этим термодинамический цикл (рис. 123). Для поверхности конденсатора может быть использована обратная сторона солнечного коллектора. Нужно лишь помнить, что маленькая пробойна конденсатора метеоритом вызовет быстрый выход из строя всей установки.

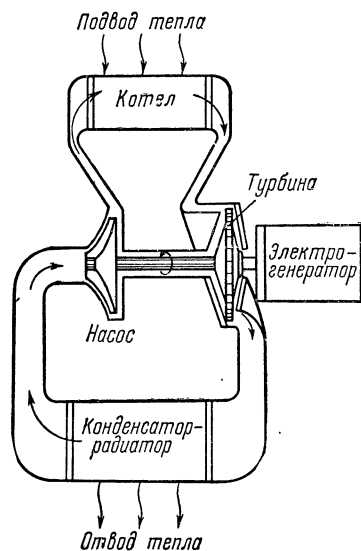


Рис. 123. Схема термодинамического (турбогенераторного) преобразователя тепловой энергии в электрическую.

он того же порядка или несколько больше, что и для солнечных батарей фотоэлементов.

Наряду с турбогенераторными преобразователями описанного выше типа, в которых рабочим телом является испаряющаяся жидкость, пары которой расширяются в турбине, а затем снова конденсируются (термодинамический цикл такой установки носит название цикла Ренкина), возможно применение преобразователей с газообразным рабочим телом. Вместо испарения в котле такое рабочее тело просто нагревается в подогревателе — теплообменнике, затем расширяется в турбине, на этот раз уже газовой, а не паровой, и снова охлаждается в радиаторе; место

насоса, подающего жидкость в котел в цикле Ренкина (см. рис. 123), в газовом цикле (его называют циклом Брайтона) должен занять компрессор, снова сжимающий охлажденный газ. Если цикл Ренкина характерен для наземных паротурбинных электростанций, то цикл Брайтона — для газотурбинных установок, в частности, двигателей современных реактивных самолетов (правда, у этих двигателей цикл не является замкнутым).

В теоретических исследованиях и перспективных разработках фигурируют преобразователи обоих циклов, но первые реализуемые проекты выполняются по циклу Ренкина, т. е. с замкнутым испарительным циклом, обладающим на нынешнем уровне развития рядом преимуществ. Так, например, фирма Томпсон Рамо Вулдридж (США) уже ряд лет работает над ртутной установкой такого рода мощностью 4 кВт, причем в 1967 г. успешно провела непрерывные испытания двух таких установок в течение 10 000 часов, а общая длительность испытаний уже превысила 40 000 часов<sup>1)</sup>. Такая большая продолжительность испытаний не удивительна, ведь в космосе энергоустановки должны работать безупречно в течение очень длительного времени. Ведутся работы и с органическими, а не жидкометаллическими рабочими веществами, выгодными для небольших мощностей и невысоких температур в связи с большими к. п. д.<sup>2)</sup>.

К этому же типу преобразователей с испарительным циклом относится разрабатываемая в США космическая электростанция по проекту «Санфлауэр» (рис. 124). Мощность этой установки равна 3 кВт, ее расчетный вес составляет примерно 320 кг. Она имеет складной солнечный коллектор диаметром около 10 м, в фокусе которого на расстоянии 6 м установлен котел и турбогенератор весом 13,5 кг; рабочим телом служит ртуть.

Имеются в печати сообщения и о другом типе термодинамического преобразователя, разрабатываемого в США. В нем используется вместо турбины поршневая машина Стирлинга, о которой уже упоминалось выше<sup>3)</sup>. Эта

Имеются в печати сообщения и о другом типе термодинамического преобразователя, разрабатываемого в США. В нем используется вместо турбины поршневая машина Стирлинга, о которой уже упоминалось выше<sup>3)</sup>. Эта

<sup>1)</sup> Space World, 1967, № Д-10, стр. 30.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 6, III, 1967, стр. 161.

<sup>3)</sup> J. Spacecraft and Rockets, IX—X, 1965, т. 2, № 5, стр. 646. В другом проекте солнечной энергоустановки с машиной Стирлинга мощностью 50 вт величина к. п. д. равна всего 7,5% (Mechanical Engineering, III, 1967, т. 89, № 3, стр. 57).

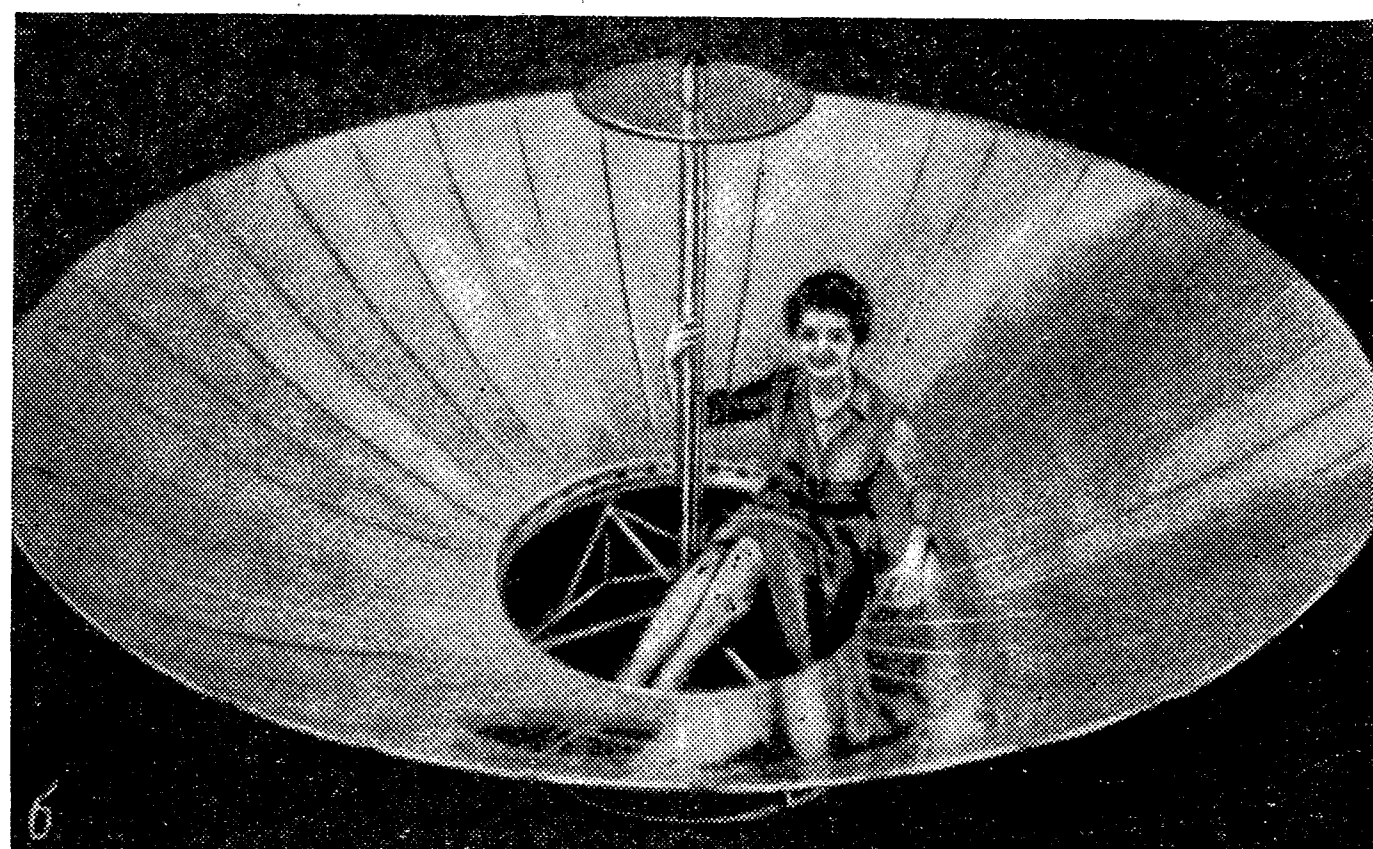
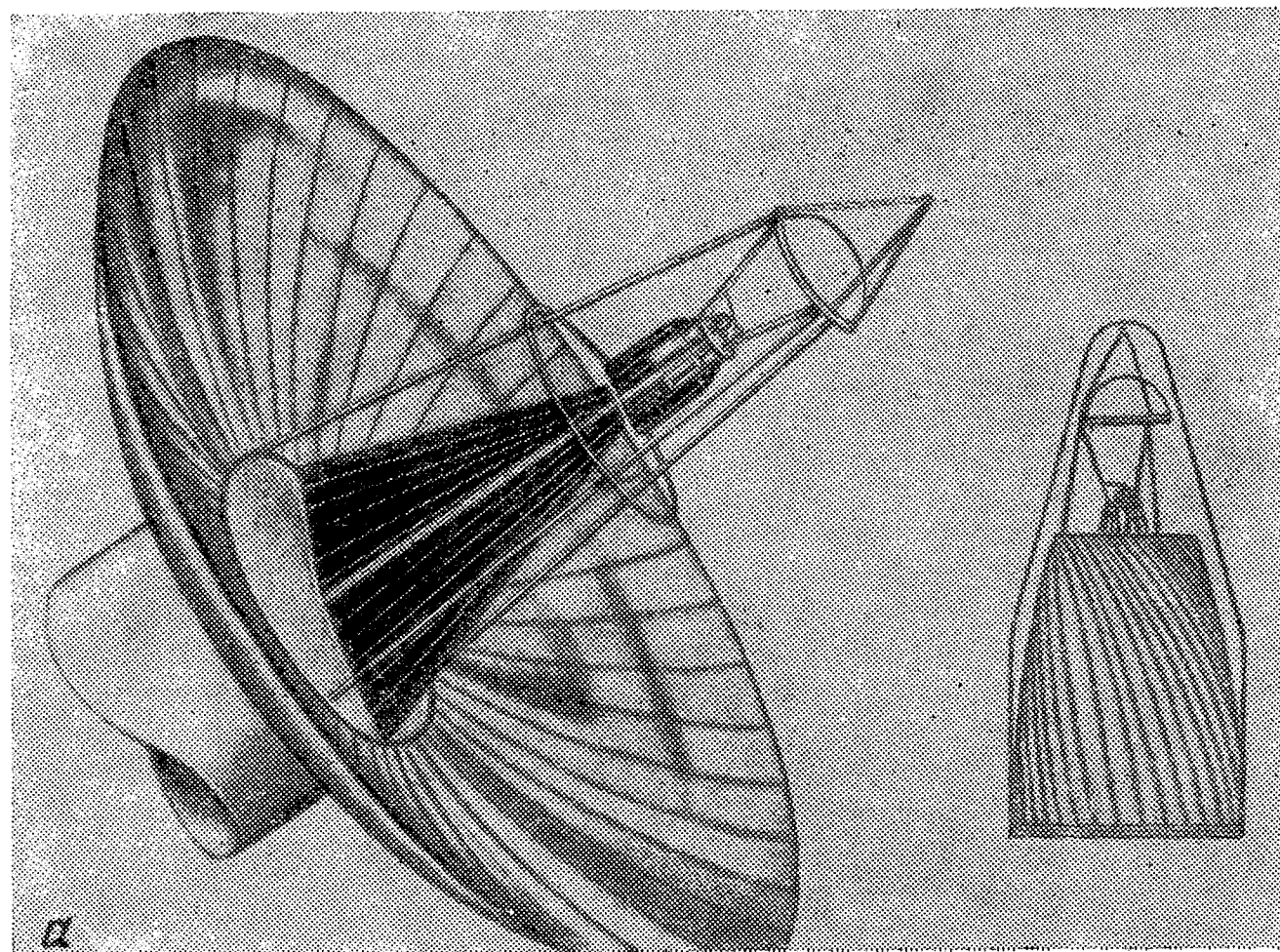


Рис. 124. Ракетная гелиоэлектростанция «Санфлауэр-1» мощностью 3000 вт:

а) Рисунок установки; б) солнечный коллектор установки (Astronautics, IX, 1960; Missiles and Rockets, 8. VIII. 1960; Machine Design, 27. IV. 1961).

установка фирмы Джeneral Моторс работает на гелии, причем теплоносителем является расплавленный калиево-натриевый раствор. При испытаниях, длившихся 1000 часов, был получен к. п. д. 30%. Вес установки около 250 кг.

Поршневая тепловая машина применена и в разработанном во Франции проекте искусственного спутника «Фазтон» (рис. 125) с солнечной энергоустановкой и электротермическим ракетным двигателем<sup>1)</sup>. Параболический коллектор этой установки концентрирует солнечные лучи на

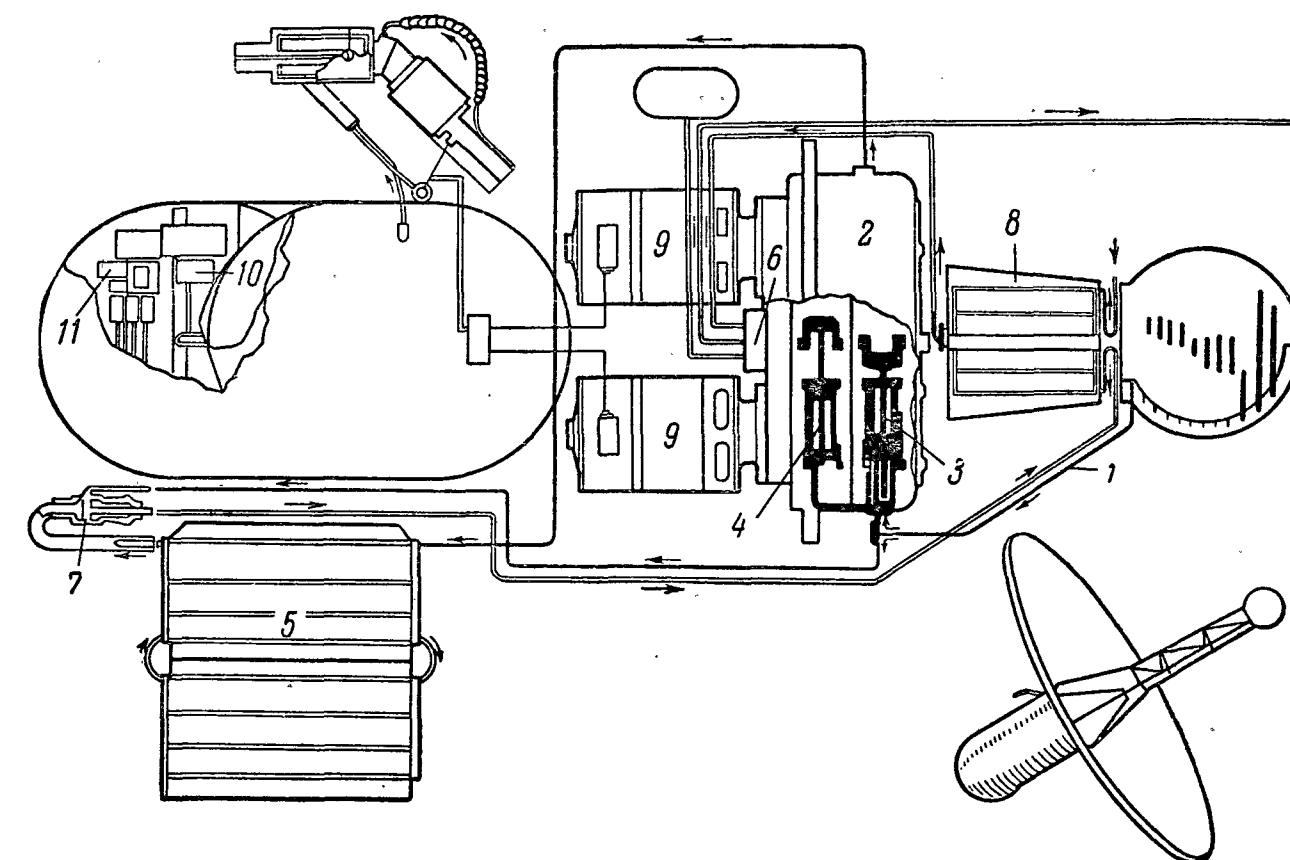


Рис. 125. Схема устройства солнечной энергетической установки с поршневым термодинамическим преобразователем французского космического аппарата «Фазтон».

1 — пар высокого давления; 2 — поршневой двигатель; 3 — поршни; 4 — цилиндры второй ступени расширения (двигатель «компаунд»); 5 — конденсатор-радиатор; 6 — насос; 7 — инжектор пара высокого давления; 8 — вторичный радиатор; 9 — генераторы переменного тока; 10 — бак с жидким водородом; 11 — полезный груз (Aero France, № 5, 1962; Luftfahrttechnik, VI, 1962).

ртутном парогенераторе с гидридом лития в качестве аккумулятора тепла (для питания двигателя в момент нахождения спутника в земной тени). Ртутные пары расширяются, совершая работу, в поршневом 10-цилиндровом двигателе «компаунд» двойного действия, который приводит во вращение два электрогенератора переменного тока. Ток служит для испарения и нагрева жидкого водорода,

<sup>1)</sup> Aero France, 1962, № 5, J. of the BIS, 1963—64, т. 19, стр. 69.



вытекающего через два поворотных сопла. На пассивном участке полета ток служит для питания бортовой аппаратуры спутника. После двигателя ртуть поступает в конденсатор-радиатор и насосом подается снова в котел. При выведении на орбиту коллектор и радиатор находятся в сложенном состоянии. Электрическая мощность установки равна 2,25 кВт, диаметр коллектора 4 м, тяга электротермического двигателя 20 Г, температура нагрева водорода 3000° К.

По сообщениям печати, пожалуй, наиболее совершенной из разрабатываемых в США солнечных ракетных энергетических установок с термодинамическим преобразователем является установка фирмы Санстренд (рис. 126) мощностью 15 кВт. Расчетный вес установки 380 кг (т. е. удельный вес 25 кг/кВт, тогда как для установки «Санфлауэр» он равен примерно 105 кг/кВт); она рассчитана на непрерывную работу без обслуживания в течение года. Основными частями этой, как и всякой другой установки аналогичного типа, являются солнечный коллектор, котел с аккумулятором тепловой энергии, турбина с электрогенератором и конденсатор-радиатор. Наибольшая по размеру из этих частей, коллектор солнечных лучей, представляет собой параболоид вращения диаметром 12,3 м и весом 143 кг. Он будет либо складным из алюминиевого сплава, либо надувным, и ориентироваться по Солнцу автоматом с точностью 0,1°. Создание коллектора является одной из сложнейших проблем при разработке установки. В фокусе коллектора будет находиться связанный с ним тягами преобразователь, заключающий в себе остальные части установки. Специальная ловушка сфокусированных солнечных лучей (она уменьшит влияние неточной фокусировки и отражения) направит их на рабочие поверхности котла, имеющего две концентрические рабочие камеры, доступ лучей к которым перекрывается двумя ирисовыми диафрагмами для регулирования мощности установки.

Внешняя полость котла выполняет функции первичного испарителя, внутренняя — перегревателя рабочего тела, которым в установке является щелочной металл рубидий. Преимущество рубидия перед ртутью заключается в повышении рабочей температуры на 260—420°С с соответствующим увеличением к. п. д. установки (расчетная величина к. п. д. равна 21,7%, причем фирма

считает, что он может быть в дальнейшем увеличен). По имеющимся данным рубидий выгоднее ртути при температуре перед турбиной более 900° К. Однако свойства рубидия изучены весьма мало и это требует значительных дополнительных исследований. В обеих рабочих камерах

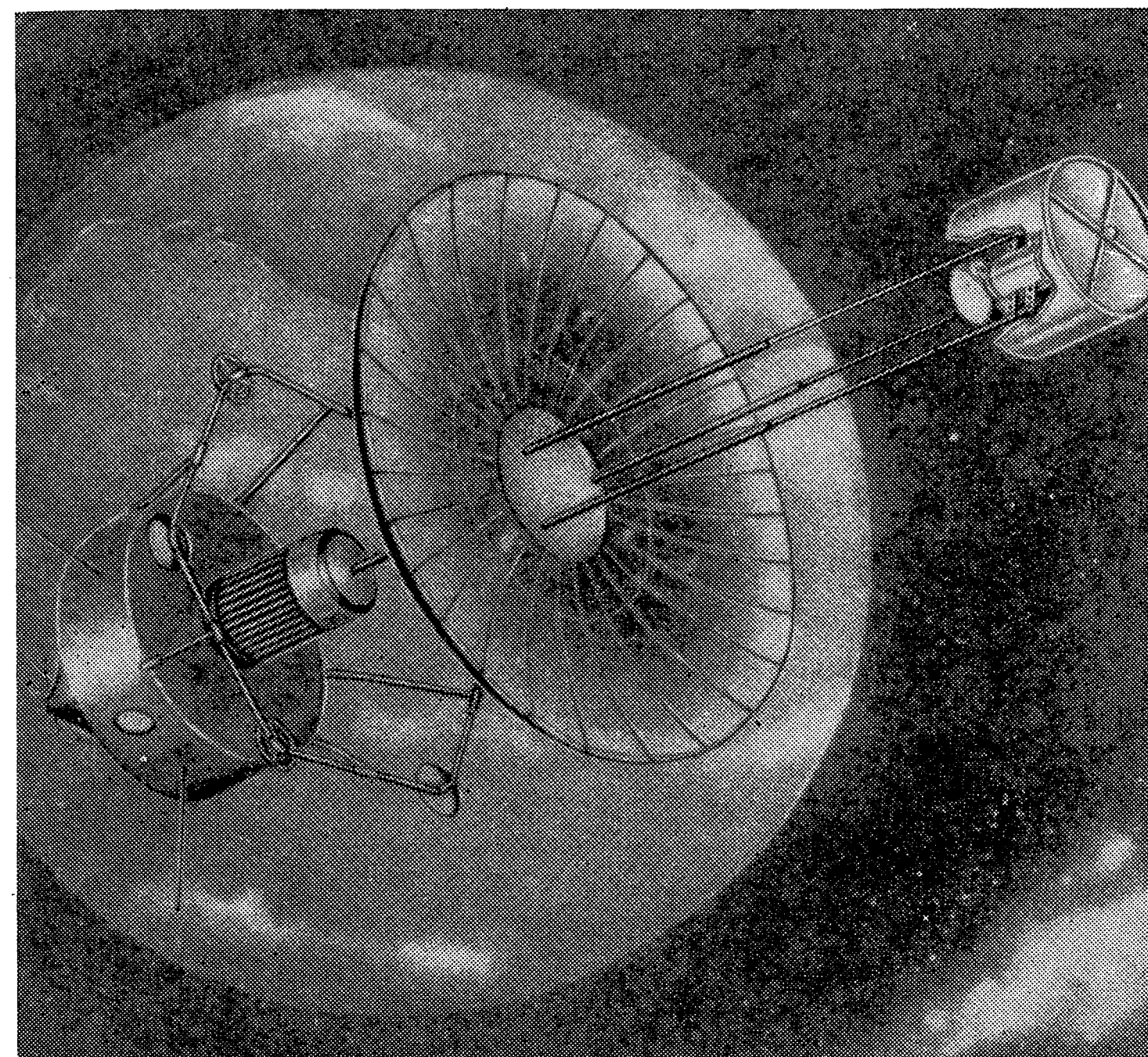


Рис. 126. Рисунок ракетной гелиоэлектростанции мощностью 15 кВт фирмы Санстренд (США) в полете на искусственном спутнике Земли. Слева — спутник, в центре — солнечный коллектор, справа — турбогенератор.

котла, имеющих сотовую конструкцию, находятся специальные вещества, играющие роль аккумулятора тепла для отдачи его в те моменты, когда искусственный спутник с этой установкой находится в земной тени. Во внутренней камере таким веществом служит фторид натрия, во внешней — гидрид лития. Последний является, вероятно, одним из лучших теплоаккумулирующих веществ для относительно низкой температуры (не выше 950° К); в частности,

он используется и в установке «Санфлауэр». Пар рубидия из котла-перегревателя поступает в трехступенчатую осевую турбину, причем после расширения в каждой из первых двух ступеней он возвращается во внутреннюю камеру котла для промежуточного подогрева, т. е. повторного повышения температуры; это повышает к. п. д. цикла и предотвращает конденсацию рубидия в турбине.

Электрогенератор расположен на валу ротора между 2-й и 3-й ступенями турбины, а центробежный насос для подачи конденсата в котел — за 3-й ступенью, на конце вала, вращающегося со скоростью 24 000 об/мин. Непосредственно за ротором расположен конденсатор-радиатор, куда поступают пары рубидия после турбины и откуда жидкий металл (переохлажденный до  $640^{\circ}\text{K}$ ) подается сначала струйными насосами, а затем центробежным насосом снова в котел, замыкая этим цикл. Диаметр радиатора дисковой конструкции равен 2,1 м.

Выше отмечались трудности создания солнечного коллектора, или концентратора, солнечных лучей. Эта задача является важнейшей не только для данной установки, но и для всей проблемы использования солнечных электростанций на ракете. При большой поверхности коллектор должен быть обязательно раскладным (во время активного полета ракеты он должен быть плотно упакованным в защитном кожухе), обладать малым весом при достаточной жесткости, высоким коэффициентом использования падающей солнечной энергии (обычно он составляет не более 50—60%)<sup>1)</sup>, длительным сроком службы в космосе. За рубежом рассматриваются различные возможные геометрические формы коллекторов (чаще всего им является параболоид), конструкции, материалы для их изготовления и технологические методы, в частности, надувные конструкции и др. Первые образцы уже не только созданы и многократно испытаны в лаборатории, но и выводились на орбиту<sup>2)</sup> (это относится к плоскому рефлектору типа Френеля диаметром примерно 1,2 м).

На рис. 127 показаны два опытных параболических рефлектора, еще один складной рефлектор изображен на

<sup>1)</sup> В наилучших зеркалах поглощается примерно 20% падающего света, но недавно создано зеркало с тонким слоем диэлектрика на кварце, поглощающее всего 0,5% («Техника — молодежи», № 5, 1967).

<sup>2)</sup> Flight, 12. XII. 1963.

рис. 128. Поскольку для термоионных преобразователей требуются относительно гораздо большие степени концен-

трации солнечной энергии (с целью повышения температуры эмиттера), достигающие 14 000<sup>1)</sup>, к соответствующим рефлекторам предъявляются намного более жесткие требования в отношении точности отражающей поверхности, выполнимые лишь при цельном металлическом зеркале. Менее точные концентраторы для термодинамических машинных

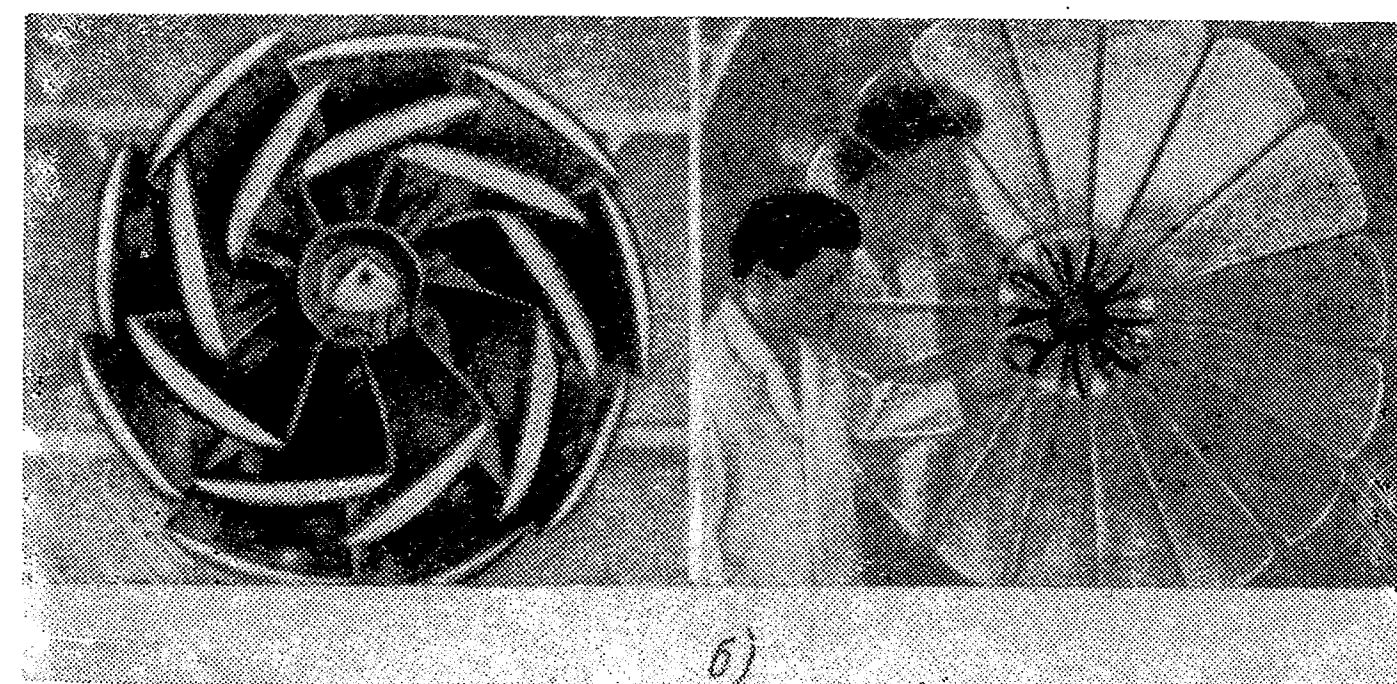
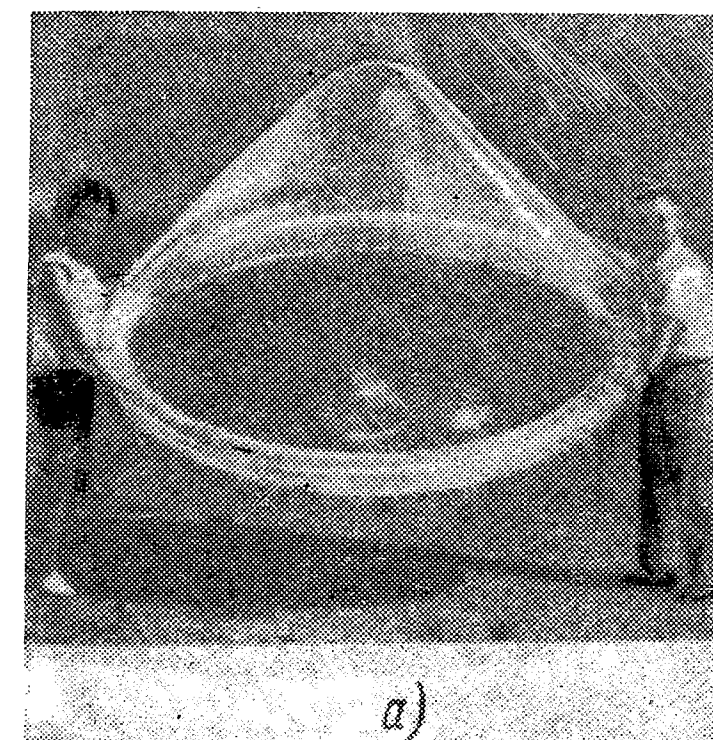


Рис. 127. Параболические космические солнечные коллекторы.

а) Надувной из металлизированной пластмассовой пленки. Его диаметр 2,2 м, вес примерно 225 Г, в упакованном состоянии помещается в обычной чашке. Давление внутри равно 7 мм водяного столба (Astro-nautics, II. 1961); б) складной из 18 секций диаметром 1,3 м и весом примерно 1 кг (Aviation Week, 4. VIII и 4. IX. 1961).

преобразователей могут быть складными или надувными. Ведутся работы по созданию рефлекторов диаметром

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, V, 1967, т. 4, № 5, стр. 621.



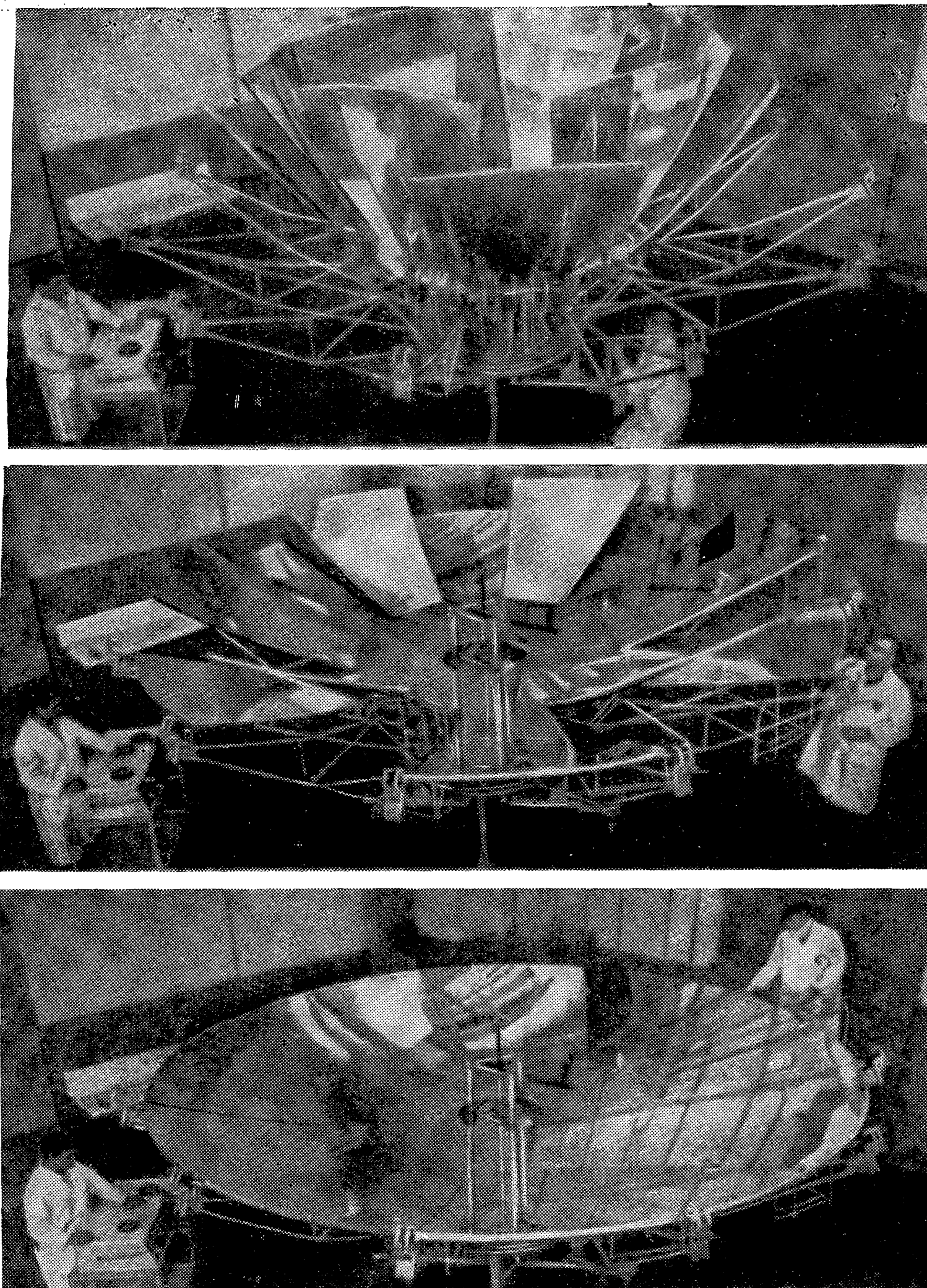


Рис. 128. Складной космический солнечный концентратор диаметром 4,8 м. Поверхность зеркала алюминирована. Показана последовательность раскрытия концентратора при испытаниях в лаборатории (фирма Джeneral Электрик, США) (Astronautics, I, 1962, стр. 62).

6—9 м<sup>1</sup>). Разрабатываемые методы вывода в космосе надуваемых там тонкостенных зеркал из металлизированной пластмассы позволяют создать рефлекторы диаметром до 30 м<sup>2</sup>). Однако проблема разработки космических концентраторов солнечной энергии еще ждет своего решения.

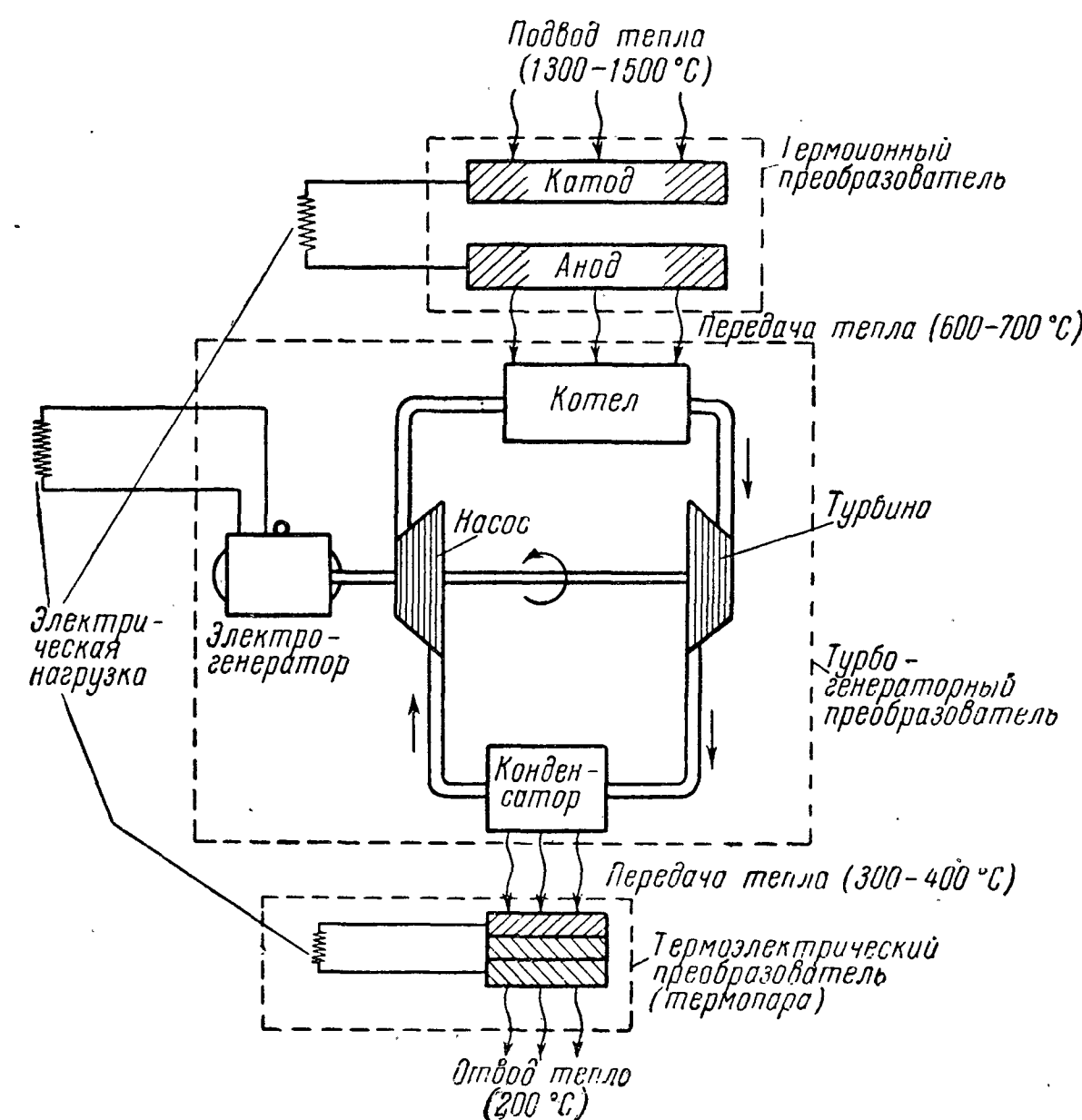


Рис. 129. «Каскадный» преобразователь тепловой энергии в электрическую. Вначале, при максимальной температуре, используется термоионный преобразователь, затем, при пониженной температуре анода этого преобразователя — турбогенераторный преобразователь и, наконец, при наименьшей температуре (конденсатора термодинамического преобразователя) — термоэлектрический преобразователь (ASME Paper AV-3, 1959).

Как уже указывалось выше, к. п. д. может быть повышен при «каскадной схеме» установки (рис. 129). Так, в случае ртутной установки, работающей по замкнутому термодинамическому циклу, тепло, отбираемое от ртути в конденсаторе, может быть передано горячему спаю

<sup>1</sup>) Там же; см. также Interavia, X, 1966, № 10 и др.

<sup>2</sup>) New Scientist. Фирма Гудир, в частности, разработала такой рефлектор диаметром 13,7 м (Interavia Air Letter, 5. X. 1962).

термоэлектрического генератора и часть его, таким образом, снова используется для преобразования в электроэнергию. Конечно, это приведет к некоторому возрастанию размеров и веса установки.

Нельзя закончить рассмотрение солнечных энергетических установок с промежуточным преобразованием солнеч-

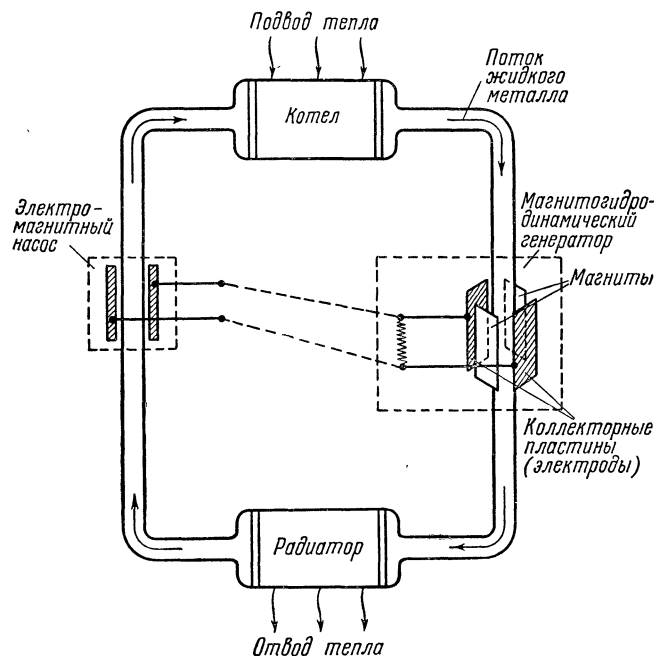


Рис. 130. Схема магнитогидродинамического преобразователя тепловой энергии в электрическую (IAS Report, № 40, 1959; «Экспресс-информация» ВИНТИ, серия «Ракетная техника», вып. 36, IX, 1959).

ной энергии в тепловую, не упомянув о таком перспективном типе подобных установок, как магнитогидродинамические (рис. 130). Мы уже выше говорили о преимуществах электрогенераторов этого вида, в которых роль вращающегося якоря играет текущая плазма. Если использовать солнечную энергию для образования плазмы или расплавления какого-либо металла, то струя подобной электропроводной жидкости может течь в замкнутом контуре — сначала че-

рез магнитогидродинамический электрогенератор, а затем через конденсатор. Вес такой установки может быть меньше, а к. п. д. больше, чем в рассмотренной выше обычной электроустановке замкнутого термодинамического цикла. Величина к. п. д. может достигать 50—55%<sup>1)</sup>.

В последние годы в разработке и совершенствовании магнитогидродинамических преобразователей достигнуты серьезные успехи, и ведущая роль в этом важнейшем для всей земной энергетики научно-техническом направлении принадлежит нашей стране. В частности, в Советском Союзе еще в 1965 г. осуществлен пуск экспериментальной установки с МГД-генератором<sup>2)</sup>. Сооруженная в Институте высоких температур Академии наук СССР установка У-02 развивает при работе мощность около 30 кВт и содержит все необходимые элементы крупной энергетической МГД-установки промышленного типа; сооружение такой установки мощностью 25 000 кВт уже начато, оно базируется на опыте длительной эксплуатации установки У-02<sup>3)</sup>. Особенно важно, что удалось обеспечить должную надежность камеры сгорания, в которой температура газов достигает 2600°С.

Работы по космическим МГД-преобразователям находятся пока на самом начальном этапе, но считаются весьма перспективными, в особенности при мощностях более 100 кВт<sup>4)</sup>. Ведущиеся за рубежом исследования имеют целью, в частности, снижение температуры газов без значительного ухудшения эффективности преобразователя. Для этого, например, пытаются использовать так называемую неравновесную ионизацию газа путем искусственного ввода в него ионов, а также наложения внешнего ускоряющего магнитного поля или электрического поля, в сотни раз увеличивающего проводимость плазмы; в этом направлении работают, в частности, фирмы Мартин, Авко и др. в США<sup>5)</sup>.

Другой возможный путь использования газа с более низкими температурами, что важно в связи с необходимостью обеспечить весьма длительную работу космических энергоустановок, связан с так называемыми электрогидро-

<sup>1)</sup> «Советская Россия», 11 апреля 1967 г.

<sup>2)</sup> Вестник Академии наук, III, 1966, № 3.

<sup>3)</sup> «Правда» 10 апреля 1967 г., стр. 3.

<sup>4)</sup> J. Spacecraft, VII, 1967, т. 4, № 7, стр. 842.

<sup>5)</sup> New Scientist, 18. I. 1968, т. 37, № 580, стр. 149.

динамическими преобразователями<sup>1)</sup>. В этих ЭГД-преобразователях также используется сначала преобразование тепловой энергии газа в его кинетическую энергию, т. е. образуется высокоскоростная струя газа, как и в МГД-преобразователе, однако дальнейшее преобразование кинетической энергии в электрическую происходит совсем иначе. Здесь уже газ движется не в магнитном, а в электрическом поле, причем кинетическая энергия используется для того, чтобы преодолеть это поле. Как видно по схеме

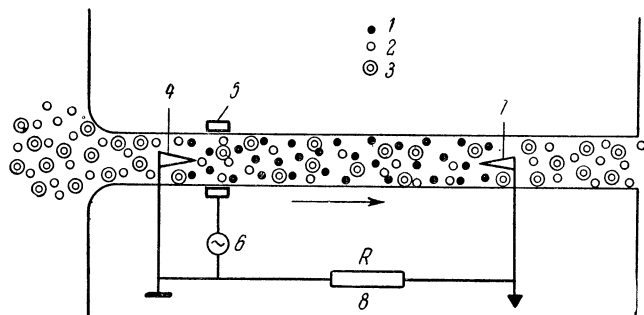


Рис. 131. Принципиальная схема электрогидродинамического преобразователя.

1 — ионы, 2 — молекулы, 3 — частички вещества, 4 — коронный электрод, 5 — кольцевой вытягивающий электрод, 6 — возбудитель коронного разряда, 7 — коллекторный электрод, 8 — полезная нагрузка во внешней электрической цепи (Mechanical Engineering, VII, 1966, стр. 46).

рис. 131, в струю вводятся ионы, например, с помощью коронного разряда или как-нибудь иначе, а затем эти ионы, преодолевая с помощью увлекающей их высокоскоростной струи электрическое поле (подобно ленте в известном ускорителе ван-де-Граафа) отдают свои заряды коллектору, что и приводит к образованию высокой разности электрических потенциалов и, таким образом, преобразованию кинетической энергии струи в электрическую энергию<sup>2)</sup>. Поскольку в данном случае электрическая проводимость газа не имеет такого значения, как в МГД-преобразователе, температура газового потока может быть существенно меньшей. В отличие от МГД-преобразователя, в ЭГД-преобразователе сила генерируемого тока гораздо

меньше, но зато несравненно больше его напряжение, оно достигает многих киловольт. Однако именно эта особенность может оказаться полезной для питания ионных и, в особенности, коллоидных электроракетных двигателей. К ЭГД-преобразователям в последнее время привлекается все большее внимание, но работы по ним все еще находятся на начальной стадии<sup>1)</sup>.

Если солнечные электростанции ракет могут обеспечить длительную работу при относительно небольшой мощности, то практически единственным источником энергии при необходимости длительно развивать большую мощность является энергия атомного ядра. В настоящее время возможно создание атомных ракетных электростанций двух типов — с использованием управляемой цепной реакции деления атомов урана (атомных котлов) и неуправляемых процессов радиоактивного распада (радиоизотопных генераторов). В обоих случаях атомная энергия может быть преобразована в электроэнергию непосредственно, а также с помощью различных преобразователей.

В радиоизотопном электрическом генераторе источником энергии служит какой-либо радиоактивный изотоп, как и в радиоизотопных ракетных двигателях, о которых говорилось в гл. 3. Однако выделяющаяся в результате радиоактивного распада ядерная энергия используется в данном случае не для непосредственного создания реактивной тяги, а для преобразования в электрическую энергию с целью ее дальнейшего полезного применения на борту ракеты. В настоящее время уже создано много космических радиоизотопных генераторов разных типов. Они различаются мощностью, конструкцией, типом использованного радиоактивного ядерного «горючего», способом преобразования выделяющейся ядерной энергии в электрическую и т. д. Применяющиеся радиоизотопы представляют собой либо получаемые в атомных котлах  $\alpha$ -излучатели, как и в радиоизотопных ракетных двигателях (плутоний-238, кюрий-242 и -244, полоний-210), либо продукты цепной реакции в котлах (стронций-90, церий-144, цезий-137, прометий-147)<sup>2)</sup>. Выбор радиоизотопа оказывает

<sup>1)</sup> Mechanical Engineering, VII, 1966, стр. 46.

<sup>2)</sup> The Engineer, 27. V. 1966, стр. 838.

<sup>1)</sup> Product Engineering, 28. III. 1966, стр. 90.

<sup>2)</sup> Astronautics a. Aeronautics, I, 1965, стр. 41; Raumfahrtforschung, I, 1967, т. 2, стр. 61.



решающее влияние на характеристики электрогенератора, в том числе на срок его службы, определяемый периодом полураспада изотопа, мощность и др. Из всех известных более 1000 радиоизотопов лишь несколько может быть применено для генераторов<sup>1)</sup>.

Уже созданные и применяющиеся в космосе радиоизотопные генераторы обычно представляют собой герметизированные устройства относительно небольших размеров. Наименьшие из них, часто имеющие миниатюрные размеры, служат для электрического питания бортовых полупроводниковых и других приборов. Более мощные выполняют ряд функций, обеспечивая электроэнергией (а иногда и теплом) различные бортовые системы и устройства космических ракет.

Как и в случае солнечных энергоустановок, в радиоизотопных генераторах могут применяться различные типы преобразователей выделяющейся энергии в электрическую. Свообразным аналогом солнечных батарей с фотоэлементами являются, например, радиоизотопные атомные батареи, в которых ядерная энергия преобразуется непосредственно в электрическую, без каких бы то ни было промежуточных преобразований. В таких батареях испускаемые изотопом заряженные альфа- или бета-частицы заряжают до некоторого высокого потенциала (в десятки киловольт) два электрических проводника, разделенных изолятором. Батареи второго типа отличаются от первых тем, что в них не только заряжается проводящая поверхность, но и ионизируются атомы газа, что усиливает величину тока с уменьшением его напряжения. В батареях третьего типа для такого увеличения силы тока используются полупроводниковые вещества (одна быстрая бета-частица может генерировать в полупроводнике до 200 000 более медленных свободных электронов); это, пожалуй, наиболее перспективные из всех подобных атомных батарей. Имеются и батареи с  $\gamma$ -излучающим радиоизотопом, в которых  $\gamma$ -лучи выбивают электроны из электрода, создавая потенциал по отношению к другому электроду. Однако все подобные батареи обладают малым к. п. д.<sup>2)</sup> и весьма малой мощностью, порядка микроватт<sup>3)</sup>.

<sup>1)</sup> «Радиационная техника», вып. 1, Атомиздат, 1967.

<sup>2)</sup> Industrial and Engineering Chemistry, I, 1966, т. 58, № 1, стр. 7.

<sup>3)</sup> Корлисс Х., Источники энергии на радиоактивных изотопах, Мир, 1967.

Если ядерная энергия в изотопном генераторе не преобразуется непосредственно в электрическую, а сначала переходит в тепловую в результате поглощения ее металлическими частями генератора, то для преобразования этой последней в электрическую может служить любой из уже известных нам преобразователей — термоэлектрический, термоионный, термодинамический. За рубежом строятся или изучаются генераторы всех указанных типов.

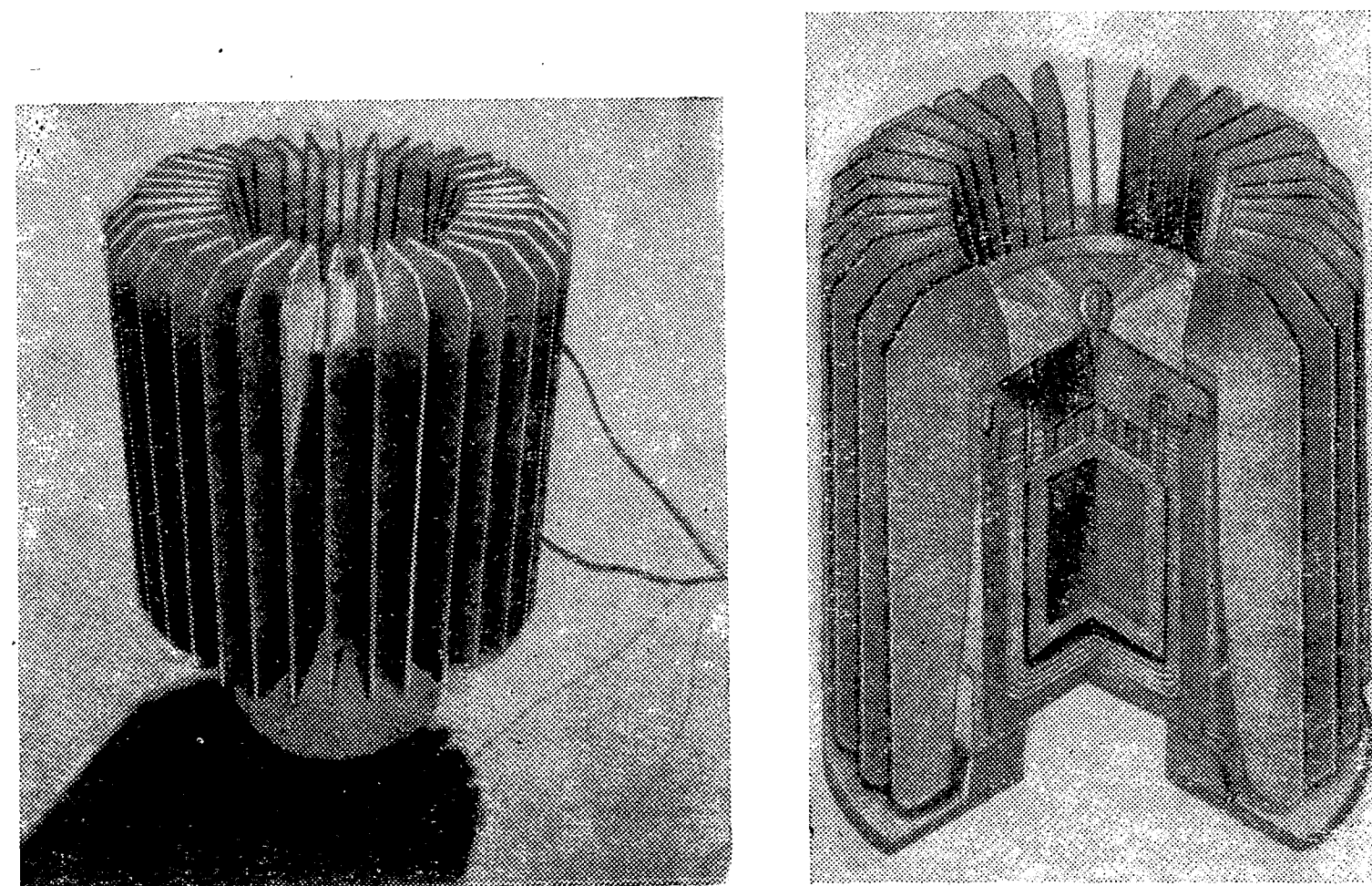


Рис. 132. Советский радиоизотопный электрогенератор «Бета-2» (Рад. техн., 1967; Techn. Dig., XI, 1965).

В частности, в США эти работы ведутся по программе «СНАП»<sup>1)</sup>, каждому новому типу радиоизотопного генератора, разработанному по этой программе, присваивается очередной нечетный номер: «СНАП-1», «СНАП-3» и т. д. В литературе опубликованы сведения о ряде таких генераторов. Разрабатываются радиоизотопные генераторы и в СССР; в частности, известны генераторы электрической мощностью примерно 5 вт, получившие название «Бета» (рис. 132), в которых энергия радиоактивного распада

<sup>1)</sup> SNAP — Systems for Nuclear Auxiliary Power (Системы атомных вспомогательных силовых установок).

церий-144 («Бета-1», 1963—1964 гг.) и стронция-90 («Бета-2», 1964 г.) с помощью термоэлементов преобразуется в электроэнергию для питания автоматических метеостанций, раций и др.<sup>1)</sup> Установка «Бета-2» заслуженно была отмечена золотой медалью на Лейпцигской ярмарке 1965 г.

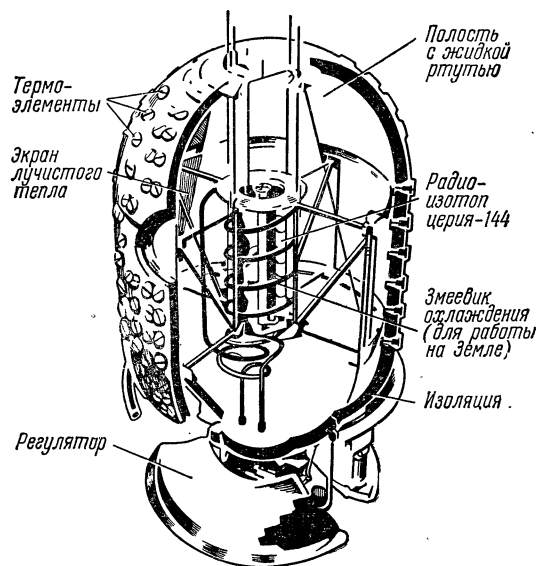


Рис. 133. Радиоизотопный термоэлектродгенератор «СНАП-1А» (разрез) (Astronautics, VIII, 1960).

Радиоизотопный электрогенератор был установлен на одном из пяти искусственных спутников «Космос», выведенных 3 сентября 1965 г. на орбиту одной ракетой-носителем<sup>2)</sup>.

Термоэлектрический преобразователь имеют и многие из генераторов «СНАП», в частности, «СНАП-1А», разработанный фирмой Мартин (рис. 133) и способный развивать электрическую мощность 125 вт в течение года при

<sup>1)</sup> «Радиационная техника», вып. 1, Атомиздат, 1967; «Наука и техника», X, 1965, № 10; Атомная энергия, V, 1965; Technical Digest, XI, 1965, № 11.

<sup>2)</sup> «Вечерняя Москва», 11 сентября 1966 г.

напряжении 28 в. Он представляет собой герметизированный сосуд цилиндрической формы длиной 865 мм и диаметром 610 мм; его вес равен примерно 90 кг. Излучателем является церий-144, имеющий период полураспада 285 дней, преобразование тепла в электроэнергию осуществляется с помощью 277 термоэлементов. Тепловая мощность радиоизотопного источника равна 6000 вт сразу после его загрузки и 2700 вт — после года работы. К.п.д. генератора 4,7%, горячие спаи его термоэлементов работают при температуре 565°С, холодные — 175°С. Для защиты от радиоактивного излучения при работе с генератором на земле в его корпус заливается более 1800 кг ртути. Генератор «СНАП-1А» предназначался лишь для наземных испытаний, для установки на космических аппаратах были разработаны менее мощные и более легкие генераторы.

Первым таким генератором, также с термоэлектрическим преобразователем, был «СНАП-3» (рис. 134) с 0,5—0,7 Г полония-210 (период полураспада 138 дней); его мощность равна 2,4 вт, вес 2,3 кг, размеры сравнительно невелики — высота 140 мм, диаметр 120 мм (без защитного кожуха), в нем используются 27 термоэлементов из теллурида свинца. Один из генераторов «СНАП-3А», но с заменой радиоизотопа полония на плутоний-238 с целью увеличения срока службы (период полураспада плутония-238 равен примерно 90 лет), что привело и к некоторому увеличению мощности — до 2,7 вт<sup>1)</sup>, был установлен на искусственном навигационном спутнике «Транзит-4А», запущенном на орбиту 29 июня 1961 г. (а также на другом спутнике «Транзит-4В», запущенном в ноябре 1961 г., где он проработал до июня 1962 г.); в начале 1968 г., через 6½ лет, генератор все еще работал и рация спутника передавала на Землю сигналы<sup>2)</sup>.

Плутоний-238 использовался и в генераторе «СНАП-9А», который был установлен на навигационном спутнике, запущенном в сентябре 1963 г., и на другом таком же, запущенном в декабре 1963 г.; в начале 1966 г. оба генератора продолжали работать. Мощность этого генератора 25 вт, вес 12,2 кг<sup>3)</sup>. Интересно, что третий аналогичный пуск в апреле 1964 г. не удался, из-за дефектов в

<sup>1)</sup> Interavia, X, 1962, стр. 1302.

<sup>2)</sup> «Крылья Родины», 1, 1968.

<sup>3)</sup> Aviation Week, 10. I. 1966, стр. 75.



работе ракеты-носителя спутник не вышел на орбиту и сгорел в атмосфере. Специальные исследования с целью выяснения участи радиоизотопного генератора «СНАП-9А»,

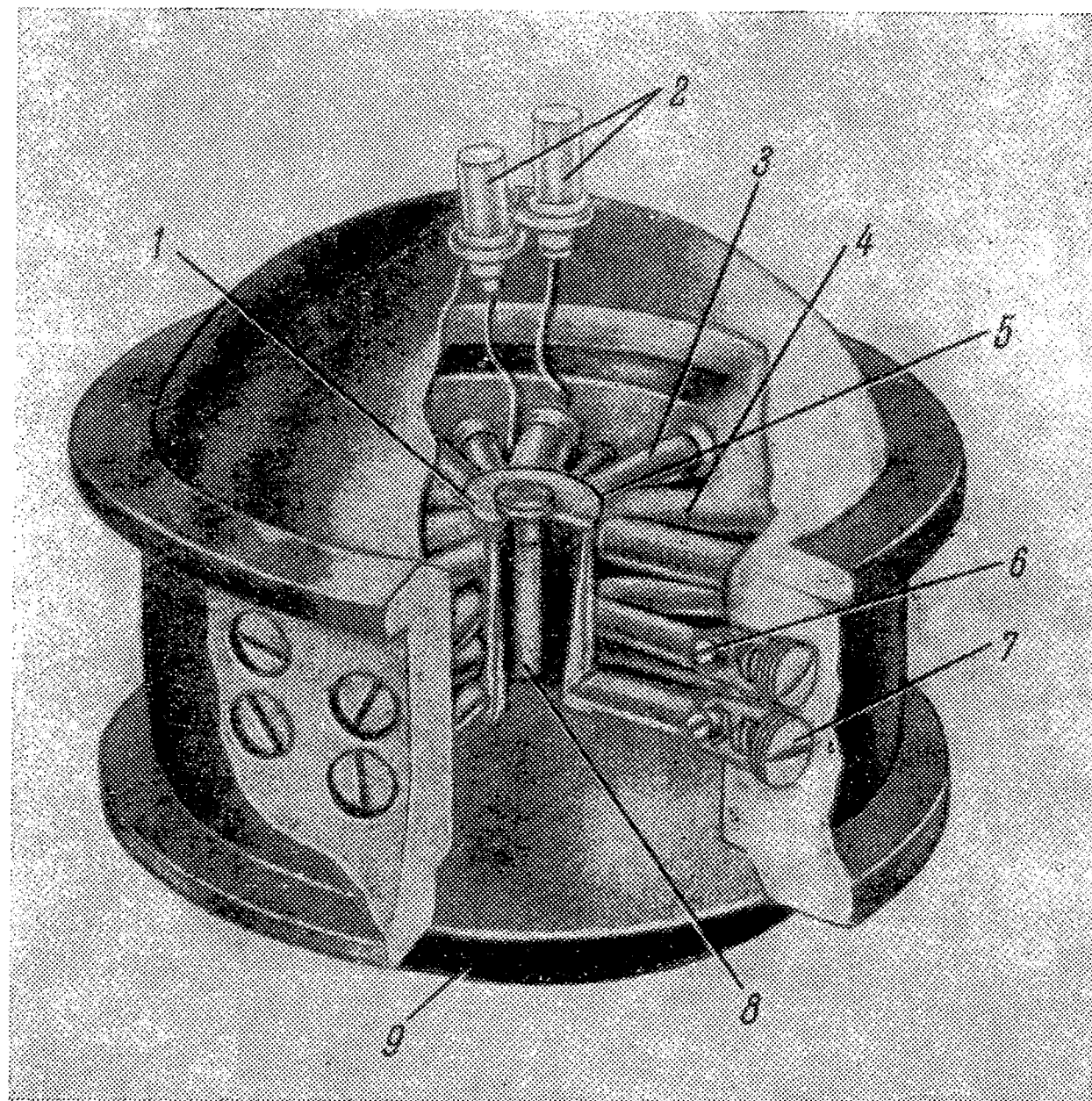


Рис. 134. Атомная батарея «СНАП-3».

1 — молибденовый контейнер с радиоизотопным «горючим»; 2 — выходные электрические контакты; 3 — термоэлементы из теллурида свинца, покрытые натрием; 4 — такие же термоэлементы, покрытые висмутом; 5 — горячий спай ( $490^{\circ}\text{C}$ ); 6 — холодный спай ( $107^{\circ}\text{C}$ ); 7 — винт регулировки термоэлемента; 8 — радиоизотопное «горючее» — полоний-210, заключенное в патронах нержавеющей стали; 9 — медный корпус, вакуумированный до давления 1 мм рт. ст. (ARS Journal, XII, 1961; Aerospace Engineering, XII, 1961).

находившегося на борту спутника, показали, что и генератор постигла та же судьба, он тоже сгорел. Плутоний-238 рассеялся в атмосфере и был зарегистрирован в виде частиц диаметром порядка 10 мк в 1966 г.<sup>1)</sup> Учитывая большую вредность для здоровья этого, да и других радиоизо-

<sup>1)</sup> New Scientist, 16. XI. 1967.

топов, приходится считаться с угрозой радиоактивного заражения атмосферы при выводе в космос ядерных источников энергии.

Термоэлектрический радиоизотопный генератор «СНАП-11» мощностью 20—25 вт на кюри-242 (период полураспада 162 дня) предназначался для установки на «Сервейоре» с целью работы вместе с солнечной батареей в полете и после посадки на Луну. Генератор был испытан на земле, но от его установки на космическом аппарате отказались<sup>1)</sup>. Два термоэлектрических генератора «СНАП-19» мощностью по 30 вт<sup>2)</sup> и весом по 13,6 кг (без преобразователя и опорной конструкции) на плутонии-238 были установлены на метеорологическом спутнике «Нимбус-В». При его неудачном запуске в мае 1968 г. ракета была взорвана, а генераторы через полгода подняты со дна Тихого океана<sup>3)</sup>. Радиоизотопный генератор того же типа «СНАП-25» мощностью 75 вт весит 17 кг<sup>4)</sup>. Наиболее совершенным из термоэлектрических радиоизотопных генераторов США является «СНАП-27» мощностью 50 вт на плутонии-238 (рис. 135). Он предназначен для контейнера с научным оборудованием, который должен быть оставлен космонавтами на Луне после старта корабля «Аполлон» в обратный рейс к Земле.

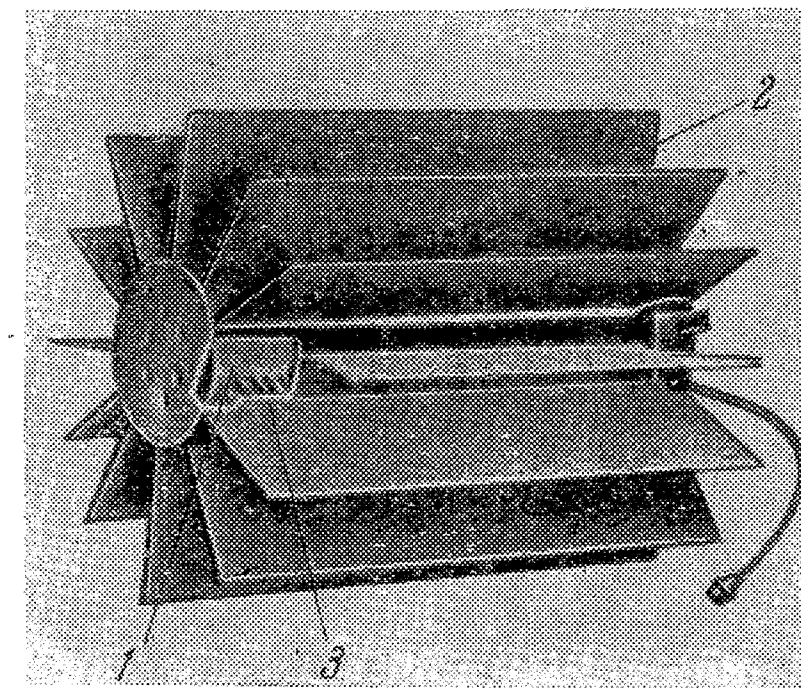


Рис. 135. Радиоизотопный термоэлектрический генератор «СНАП-27». Его длина 475 мм, диаметр 390 мм.

1 — радиоизотоп плутоний-238, 2 — бериллиевые ребра (лопасти) радиатора, 3 — термоэлектрические элементы (теллурид свинца) (Space/Aeronautics, 1967, т. 48, № 2, стр. 102).

<sup>1)</sup> Machine Design, 10. XI. 1966; Raumfahrtforschung, I, 1967.

<sup>2)</sup> Мощность 30 вт относится к генератору «СНАП-19В», разработка которого начата в 1968 г.; генератор «СНАП-19» развивает мощность 25 вт («Вопросы ракетной техники», II, 1968, № 2, стр. 91).

<sup>3)</sup> New York Times, 9. X. 1968.

<sup>4)</sup> Aerospace Technology, 4. XII. 1967, т. 24, № 12, стр. 19.

Как утверждают специалисты фирмы Джeneral Электрик, разрабатывавшие генератор, он сможет развивать мощность 70—75 вт в течение первого года работы на Луне и 65 вт после этого, и является наиболее мощным из всех радиоизотопных космических генераторов США<sup>1)</sup>. Указывается, что по удельной мощности (3,2 вт/кг) этот генератор впервые оказывается конкурентоспособным с солнечными батареями. Для уменьшения веса генератора (20,8 кг<sup>2)</sup>) его корпус (цилиндр диаметром 152 мм и высотой 457 мм), как и лопасти радиатора, изготовлены из бериллия<sup>3)</sup>. Температура горячего спая термоэлементов (теллурид свинца) достигает 600°С, холодного спая — 270°С. Наибольшая рабочая температура поверхности капсулы с изотопом 760°С<sup>2)</sup>. Еще более мощным будет разрабатываемый в настоящее время генератор «СНАП-29» мощностью 400 вт<sup>4)</sup>, может быть, даже 500 вт<sup>5)</sup>. Этот генератор весом примерно 180 кг (размеры 1067×990 мм<sup>6)</sup>) работает на полонии-210 и предназначен для короткоживущих (14—90 дней) искусственных спутников и обитаемых орбитальных станций.

По литературным данным, только один из радиоизотопных генераторов «СНАП» имеет термоионный преобразователь — «СНАП-13» мощностью 12 вт и весом 1,8 кг (по другим данным 2,1 кг) на кюри-242. Работы по этому генератору начаты еще в 1963 г.<sup>7)</sup>; он представляет собой цилиндр высотой 150 мм и диаметром 76 мм<sup>8)</sup>. К 1965 г. проведены 4000-часовые наземные испытания генератора с электрическим нагревателем (вместо радиоизотопа)<sup>9)</sup>, в дальнейшем предполагаются летные испытания генератора в космосе. В 1966 г. начата разработка термоионного радиоизотопного генератора мощностью 100 вт<sup>10)</sup>.

Хотя в настоящее время применение нашли космические радиоизотопные генераторы лишь с термоэлектрическим преобразователем, за рубежом возможности их при-

менения считают в общем ограниченными. Более перспективными считают использование термоионных преобразователей в связи с их малым весом и высоким к. п. д., а также термодинамических (турбогенераторных) преобразователей, в особенности с газовым циклом (Брайтона), обеспечивающих рекордно высокие к. п. д. Однако до настоящего времени такие преобразователи подвергаются лишь теоретическим и первоначальным экспериментальным исследованиям<sup>1)</sup>. Предполагается их использовать в полете к Марсу и Венере в течение 450—600 дней<sup>2)</sup>. О стремлении повысить рабочую температуру космических радиоизотопных источников свидетельствуют работы фирмы Дуглас (США) с керамическими прометий-вольфрамовыми источниками, которые уже прошли испытания в вакууме в течение 1000 часов с температурой более 2000°С<sup>3)</sup>.

Одним из перспективных направлений считают также использование радиоизотопных источников энергии одновременно для создания реактивной тяги (в радиоизотопном ракетном двигателе, например, типа «Пудл», о котором говорилось в гл. 3) и генерирования электроэнергии. Такое сочетание повышает общий к. п. д. использования ядерной энергии, уменьшает вес и размеры всей установки и может оказаться весьма выгодным для ряда случаев применения в космосе. Этим объясняется, в частности, рассматриваемый проект создания подобной комбинированной ракетно-энергетической установки «Снапудл» на базе двигателя «Пудл» и генератора «СНАП» с термоэлектрическим преобразователем с полупроводниковыми элементами, установленными на корпусе двигателя. При работе двигателя установка может генерировать 70 вт электроэнергии, а после его остановки в результате израсходования всего рабочего вещества (водорода) — 200 вт<sup>4)</sup>.

Другое перспективное направление связано с созданием радиоизотопных генераторов большой мощности для питания электроракетных двигателей. Особенно выгодно такое использование радиоизотопных генераторов в тех случаях, когда напряжение электрического тока высоко, как,

<sup>1)</sup> Technology Week, 1, V. 1967, стр. 23; Flieger, 1/2, 1969.

<sup>2)</sup> «Вопросы ракетной техники», II, 1968, № 2, стр. 91.

<sup>3)</sup> Welding Design Fabrication, I, 1967, т. 40, № 1, стр. 29.

<sup>4)</sup> Ordnance, 1966, № 276.

<sup>5)</sup> «Атомная техника за рубежом», VI, 1967, № 6.

<sup>6)</sup> Interavia Air Letter, 13. XII. 1966, № 6149, стр. 6.

<sup>7)</sup> Aviation Week, 10. I. 1966, стр. 75.

<sup>8)</sup> Aviation Week, 8. VI. 1964, стр. 58.

<sup>9)</sup> J. of Spacecraft and Rockets, IX—X, 1965, т. 2, № 5, стр. 641.

<sup>10)</sup> Aviation Week, 6. III. 1967, стр. 161.

<sup>1)</sup> SAE J., V, 1966, стр. 48; Technology Week, 13. III. 1967.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 11. I. 1965.

<sup>3)</sup> Aerospace Technology, 1967, т. 21, № 7, стр. 4.

<sup>4)</sup> Missiles and Rockets, 7. VI. 1965, стр. 24.



например, для ионных и, в особенности, коллоидных двигателей. В одном из проектов подобный радиоизотопный генератор мощностью 500 кВт выполняется в виде двух концентрических металлических сфер (рис. 136). Внутренняя сфера выложена снаружи полонием-210, излучающим альфа-частицы, а наружная является коллектором этих частиц. Между обеими сферами создается, таким образом,

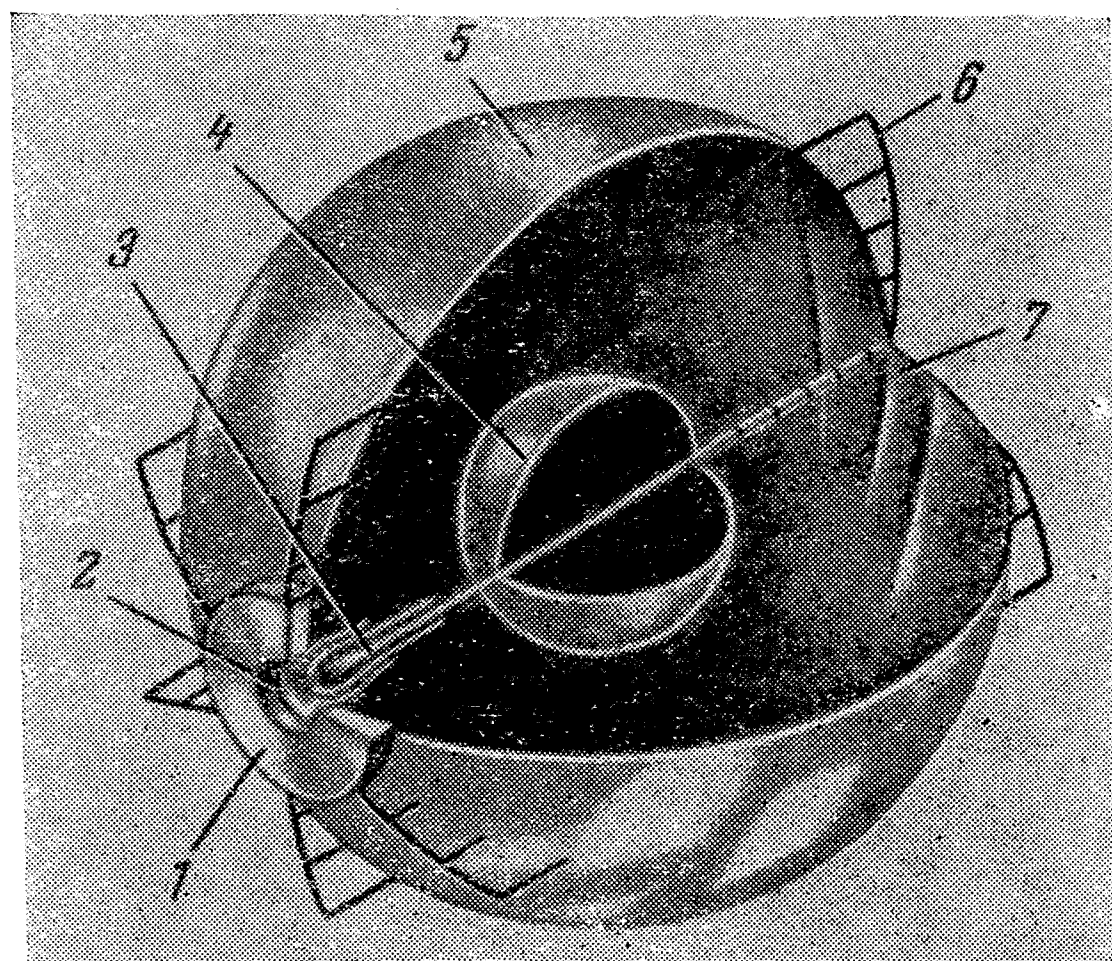


Рис. 136. Устройство космического аппарата с ионным двигателем и радиоизотопной атомной батареей.

1 — полезный груз; 2 — электростатический ракетный двигатель; 3 — рабочее вещество двигателя; 4 — слой радиоизотопного «горючего» на металлической фольге; 5 — коллектор (металлизированная пленка); 6 — опоры; 7 — изолятор (Missiles and Rockets, 26. XI. 1962).

высокая разность потенциалов. По расчету вес радиоизотопного «горючего» должен составить 14,2 кг, вес внутренней сферы 6,6 кг и наружной всего 33 кг (изготовлена из металлизированной синтетической пленки «майлар»), хотя ее диаметр равен 41,6 м. Общий вес электроракетной установки с этой батареей и ионным двигателем (вес последнего 54 кг) должен равняться всего 120 кг, что соответствует удельному весу 0,24 кг/кВт (!). Не удивительно, что в полете к Марсу, рассчитанном автором проекта в

качестве примера, установка оказывается выгоднее всех других.

В другом, более консервативном проекте применен аналогичный генератор цилиндрической формы с соосными цилиндрами и церием-144 в качестве ядерного горючего; удельный вес равен примерно 1,8 кг/кВт<sup>1</sup>), т. е. также рекордно мал. Однако создание подобных установок связано со многими нерешенными задачами.

Когда требуются более значительные мощности, что характерно для электроракетных двигателей, то вместо атомных батарей должны быть применены, вероятно, атомные реакторы, или котлы. Привычной формой такого реактора, хорошо известной по существующим энергетическим атомным установкам (на электростанциях, судах и др.), является такая, в которой тепло, выделяющееся в реакторе в результате деления атомных ядер, преобразовывается затем в электроэнергию с помощью замкнутого машинного термодинамического цикла. Основные элементы энергетической установки будут при этом такими же, как и для аналогичной солнечной установки, описанной выше; они включают в себя, кроме источника тепла (в данном случае реактора или промежуточного теплообменника), машинную часть — турбину (или тепловой двигатель другого типа), приводящую электрогенератор, и конденсатор-радиатор (иногда в качестве конденсатора используется промежуточный теплообменник, связанный с радиатором дополнительным теплоносителем в замкнутом контуре). Если рабочее тело (теплоноситель) представляет собой не жидкость, а газ, то должен быть предусмотрен также компрессор для сжатия расширившегося в турбине газа (в случае жидкости компрессор заменяется обычным насосом).

Мощность подобной атомной электростанции может быть как угодно большой, она ограничивается обычно лишь весом реактора и размерами радиатора. Не удивительно, что такие станции в диапазоне мощностей от 1000 до 10 000 кВт рассматриваются в качестве наиболее перспективных для использования на электрических ракетах<sup>2</sup>). В США разрабатывается ряд проектов атом-

<sup>1</sup>) Astronautics and Aerospace Engineering, X, 1963, стр. 52.

<sup>2</sup>) AIAA Journal, II, 1963.

ных энергетических установок с реактором для ракет по упоминавшейся выше программе «СНАП»<sup>1)</sup>.

Первая из этих установок — «СНАП-2» — рассчитана на генерирование электрической мощности 3 кВт в течение 1 года. Экспериментальный образец реактора для установки «СНАП-2» испытывался на различных режимах (его тепловая мощность равна 50 кВт).

В 1963—1964 гг. были проведены длительные испытания реактора продолжительностью 21 месяц, в том числе 48 дней непрерывной работы при температуре реактора  $650^{\circ}\text{C}$ <sup>2)</sup>. Расход урана равен 1 г на 24 000 кВтч.

На рис. 137 показана схема устройства установки. Атомный реактор с ураном-235 охлаждается жидким металлом (эвтектический сплав натрия и калия), прокачиваемым с помощью электромагнитного насоса через активную зону реактора (она состоит из 61 стержня обогащенного урана-235 общим весом 3 кг с гидридом циркония в качестве замедлителя; ее диаметр равен примерно 225 мм) в количестве примерно 1660 кг/час. При этом металл нагревается с  $540^{\circ}$  до  $650^{\circ}\text{C}$ , поглощая тепло в количестве 50 кВт. Это тепло металл, являющийся промежуточным теплоносителем, отдает в теплообменнике рабочему телу силовой установки — ртути, и снова поступает в реактор, непрерывно циркулируя в замкнутом контуре. Для ртути теплообменник является котлом, она в нем испаряется и перегревается; по конструкции он очень прост — это два спиральных концентрических трубопровода: по центральному течет ртуть, а снаружи он омывается расплавленным теплоносителем (течение по спиральным трубопроводам имитирует силу тяжести в условиях невесомости).

Пары ртути расширяются затем в двухступенчатой активной турбине, приводящей во вращение генератор переменного тока мощностью до 3,5 кВт при напряжении 110 в и частоте 2000 гц. После турбины пары ртути поступают в радиатор-конденсатор, где снова конденсируются в жидкость при температуре  $315^{\circ}\text{C}$  и вакууме 0,42 атм. Радиатор состоит из ряда параллельных трубок малого диаметра, связанных с алюминиевой оболочкой, являющейся теплорассеивающей поверхностью. Площадь

<sup>1)</sup> В отличие от нечетных номеров радиоизотопных генераторов, генераторы «СНАП» с атомным реактором имеют четные номера (Sci. Horizons, 1961, № 12).

<sup>2)</sup> Machine Design, V, 1964.

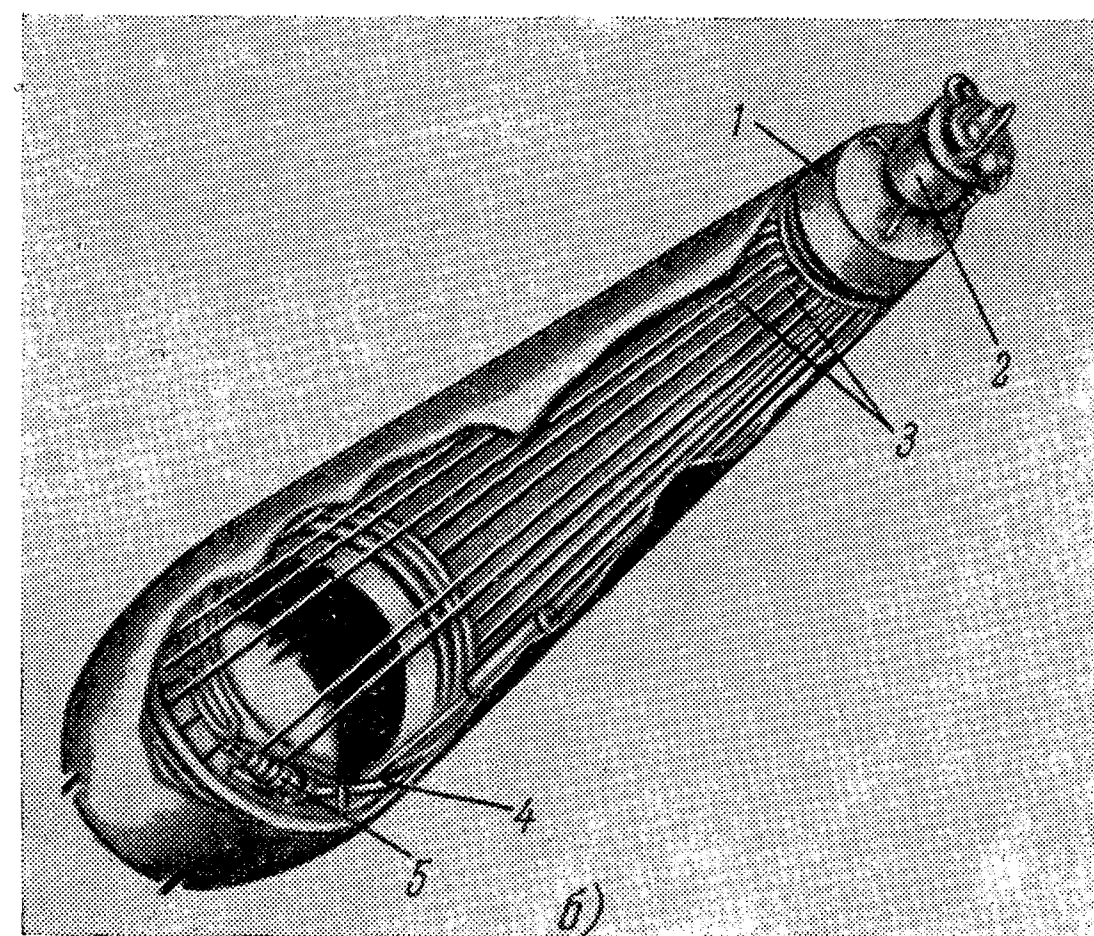
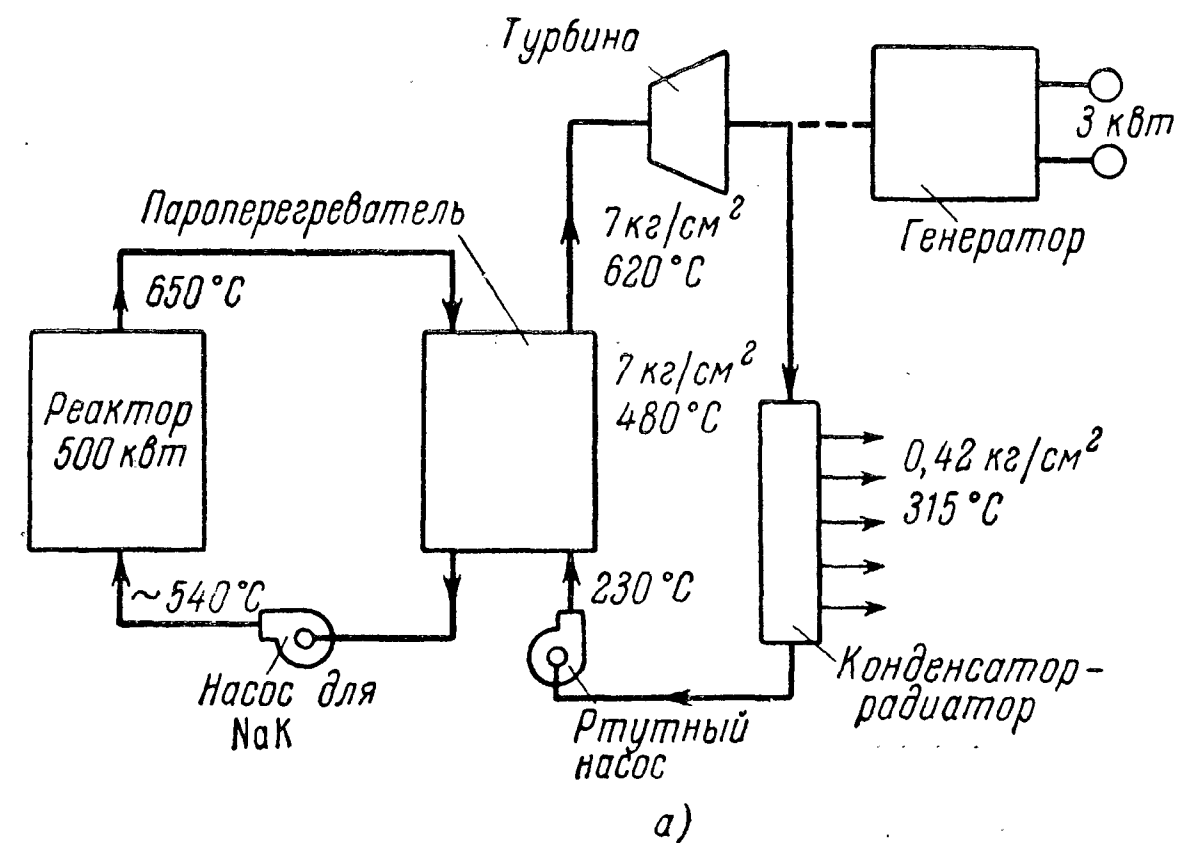


Рис. 137. Космическая «электростанция» с атомным реактором «СНАП-2».

а) Схема устройства, б) разрез. 1 — экран, 2 — реактор, 3 — радиатор, 4 — теплообменник, 5 — насосы, турбина и ротор генератора на одном валу в общем корпусе (Missiles and Rockets, 5. II. 1962).



этой поверхности, необходимая для рассеивания 40 кВт тепла, равна примерно 9,3 м<sup>2</sup>. Возврат сконденсировавшейся ртути в теплообменник-котел осуществляется насосом. Таким образом, единственной движущейся частью установки является ротор, вращающийся в герметическом корпусе со скоростью 40 000 об/мин на ртутных гидродинамических подшипниках; на валу посажены ртутная турбина, якорь динамо-машины и оба насоса — для натрий-калиевого сплава и ртути (вес ротора всего 11,5 кг). Размеры реактора 460×355 мм, его вес (без экранировки) равен 100 кг<sup>1)</sup>, вес всей установки (без экрана) 270 кг, вес экрана 135 кг, всего 405 кг<sup>2)</sup>. Возможно создание варианта установки «СНАП-2» мощностью 6 кВт, для чего с тем же реактором должны использоваться два одинаковых турбогенераторных преобразователя энергии мощностью по 3 кВт. Общий вес такой установки будет равен примерно 410 кг<sup>3)</sup>.

По опубликованным сообщениям программа «СНАП-2» была прекращена в 1965 г., по одной версии — в связи с финансовыми ограничениями, по другой — вследствие встретившихся технических трудностей<sup>4)</sup>. Ряд фирм продолжает отрабатывать отдельные важнейшие узлы установки, в частности, турбогенератор и др.

На базе установки «СНАП-2» разработана более мощная установка того же типа «СНАП-8» электрической мощностью 30—35 кВт. Тепловая мощность реактора этой установки 600 кВт, что позволяет увеличить отдаваемую электрическую мощность до 60—70 кВт при работе двух преобразователей энергии (турбогенератор) от одного общего реактора. Если установка «СНАП-2» была предназначена наряду с другими задачами для летных испытаний электроракетных двигателей, то установка «СНАП-8» должна быть использована для питания электроракетных двигателей космических ракет (возможная тяга двигателя примерно 50 Г, при сдвоенной установке — 100 Г). Реактор установки «СНАП-8» (рис. 138) подобен по конструкции реактору «СНАП-2», но имеет значительно большее число

(211) более тонких (диаметр оболочки 14 мм) урановых элементов с целью увеличения теплоотдачи промежуточному теплоносителю; его рабочая температура (на выходе из реактора) повышена до 700°С. Схема установки «СНАП-8» изображена на рис. 139. Вес реактора примерно 250 кг, вес противорадиационной защиты различен в зависимости от характера летательного аппарата; обязательная защита реактора весит 476 кг<sup>1)</sup>. По проектным данным одной из установок «СНАП-8» ее общий вес должен равняться 1360 кг, из которых 33% приходится на вес радиатора и только около 18% — на долю реактора<sup>2)</sup>. Первое испытание реактора было произведено в ноябре 1963 г., к апрелю 1965 г. программа предварительных испытаний была завершена, причем реактор работал более 90% всего этого времени, около 500 дней (в том числе непрерывно более 5000 часов), из которых 100 суток — на максимальной мощности реактора 600 кВт<sup>3)</sup>. Разборка реактора после испытаний выявила ряд дефектов. Целью доводки является обеспечение ресурса в 10 000 часов непрерывной работы. Общее время работы установки к концу 1968 г. достигло 134 тыс. час., в начале 1969 г. ее мощность была доведена до 700 кВт<sup>4)</sup>. В 1967 г. было высказано намерение заменить турбогенераторный преобразователь установки более простым и надежным термоэлектрическим с температурой горячего спая 1650°С<sup>5)</sup>.

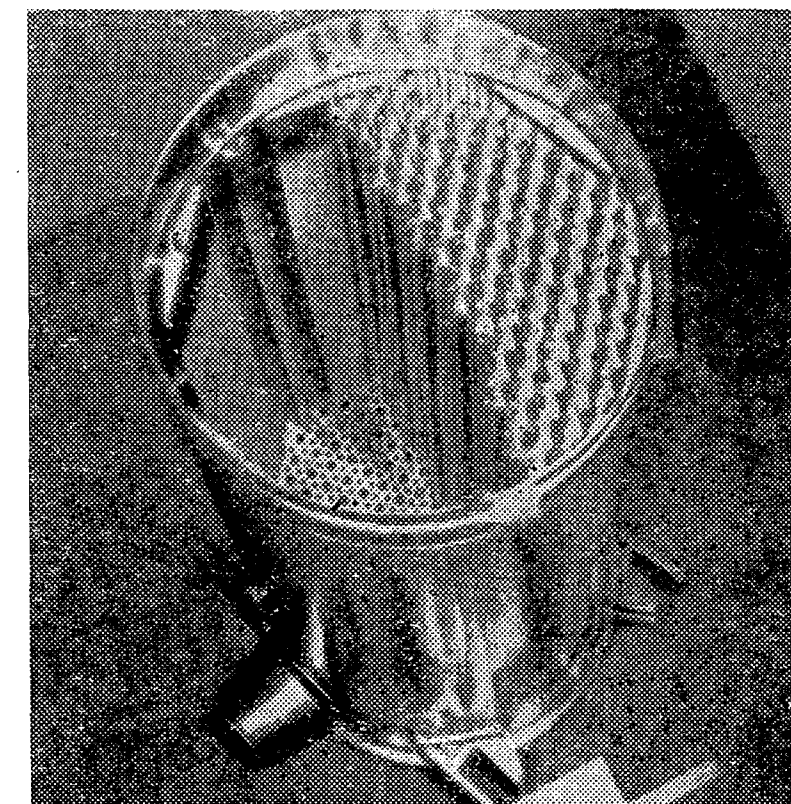


Рис. 138. Активная зона ядерного реактора «СНАП-8». Часть топливных элементов вынута (J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7).

<sup>1)</sup> Astronautics, XII, 1960.

<sup>2)</sup> Flight, 16. IX. 1960.

<sup>3)</sup> В летном экземпляре реактора, построенном фирмой Атомикс Интернейшнл, число тепловыделяющих элементов (стержней) уменьшено с 61 до 37. Вес реактора снижен до 90 кг («Атомная техника за рубежом», 1961, № 3).

<sup>4)</sup> Technology Week, 29. V. 1967, т. 20, № 22, стр. 36.

<sup>1)</sup> AIAA J., I, 1963, т. 1, № 10, стр. 2355.

<sup>2)</sup> Missiles and Rockets, 18. II. 1963.

<sup>3)</sup> J. Spacecraft, VII, 1966, т. 3, № 7, стр. 1099.

<sup>4)</sup> Nucl. Engng, III—IV, 1969; Вопросы ракетной техники, № 11, 1968.

<sup>5)</sup> Electronic News, 3. VII. 1967, т. 12, № 607, стр. 14.

Больше продвинулись работы по третьей, наименее мощной установке «СНАП-10А», рассчитанной на электрическую мощность всего 500 вт<sup>1)</sup>. Реактор этой установки тепловой мощностью 40 кВт представляет собой, по существу, уменьшенную копию реактора «СНАП-2» (его длина 40 см, диаметр 36 см, диаметр активной зоны 22,8 см, вес 113 кг, 37 топливных элементов диаметром 3,2 см и длиной 31,1 см, общий вес урана-235 4,8 кг)<sup>2)</sup>. Однако система преобразования энергии совершенно

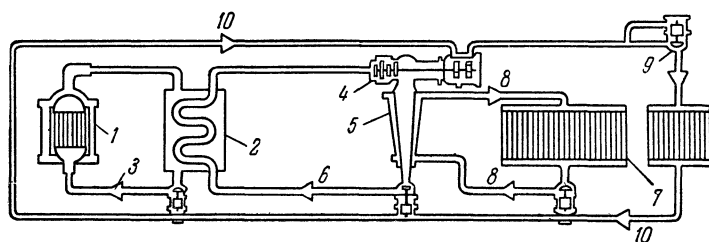


Рис. 139. Схема ядерной энергоустановки «СНАП-8».

1 — реактор, 2 — котел-испаритель ртути (теплообменник натрий-калийевый сплав — ртуть), 3 — циркуляция натрий-калийевого сплава в первом контуре, 4 — турбина, 5 — конденсатор, 6 — циркуляция ртути во втором контуре, 7 — радиаторы, 8 — циркуляция натрий-калийевого сплава в третьем контуре, 9 — четвертый контур (охлаждения и смазки), 10 — циркуляция органического вещества в четвертом контуре (Machine Design, 1964, стр. 12).

иная — вместо турбогенераторной применена термоэлектрическая. В оболочку реактора заделаны горячие спаи 2880 термоэлементов, образующих слой толщиной 38 мм, а их холодные спаи передают тепло оребренному алюминиевому радиатору с помощью циркулирующего в замкнутом контуре жидкого металла — эвтектического сплава натрия и калия; его циркуляция обеспечивается магнитогидродинамическим насосом<sup>3)</sup>. К. п. д. преобразователя равен всего 1,43%<sup>4)</sup>. Устройство установки «СНАП-10А» изображено на рис. 140, реактор установки — на рис. 141. Установка «СНАП-10А» первой из подобных установок США была подвергнута летным испытаниям в орбитальном

полете (в апреле 1965 г.) вместе с ионными двигателями, о чем уже упоминалось в предыдущей главе. Установка работала в течение 43 суток (500 обращений вокруг

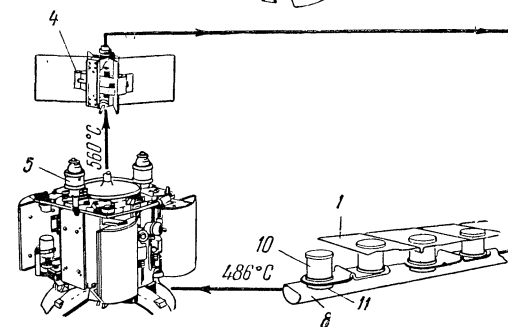
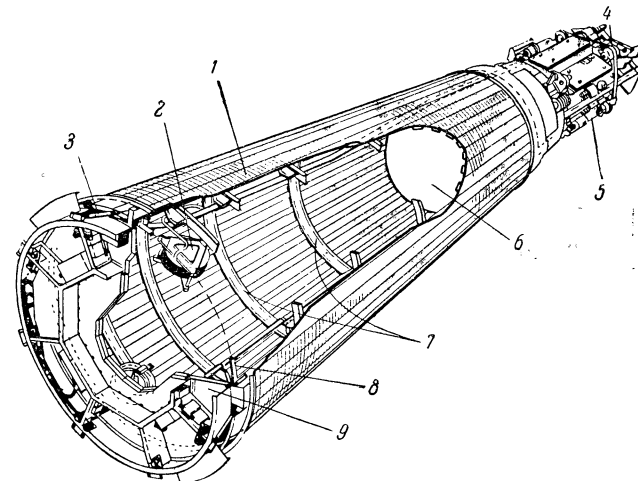


Рис. 140. Устройство ядерной космической энергоустановки «СНАП-10А». Внизу — циркуляционный контур натрий-калийевого сплава с термоэлементами и указанием рабочих температур.

1 — радиатор термоэлектрического преобразователя, 2 — компенсатор термического расширения, 3 — опора крепления к ракете, 4 — насос теплоносителя, 5 — реактор, 6 — экранировка, 7 — ребра жесткости, 8 — трубопровод теплоносителя (натрий-калийевого сплава), 9 — приборный отсек, 10 — термоэлектрический элемент (кремний — германий), 11 — изолятор.

Земли) и затем самопроизвольно выключилась, причем за это время было генерировано более 500 кВтч энергии<sup>1)</sup>;

<sup>1)</sup> Machine Design, 28. IV. 1966, стр. 14.

<sup>1)</sup> Space World, VI, 1966.

<sup>2)</sup> Raumfahrtforschung, 1966, № 2, стр. 95. По другим данным вес реактора 125 кг, общий вес 436 кг (Astronautics and Aeronautics, X, 1965, стр. 60).

<sup>3)</sup> SAE J., III, 1966, стр. 92.

<sup>4)</sup> Raumfahrtforschung, 1966, № 2, стр. 95.

она будет оставаться на орбите более 4000 лет<sup>1)</sup>. В 1966 г. были проведены длительные наземные испытания установки в течение 10 000 часов<sup>2)</sup>, причем было выработано более 4000 кВтч энергии. Кстати сказать, в Советском Союзе энергетическая установка с ядерным реактором (на быстрых нейтронах) и термоэлектрическим преобразователем мощностью 500 вт была создана и пущена раньше, чем в США. Эта установка — «Ромашка» — запущена 14 августа 1964 г. и проработала более года непрерывно при высокой температуре 1770°С<sup>3)</sup>.

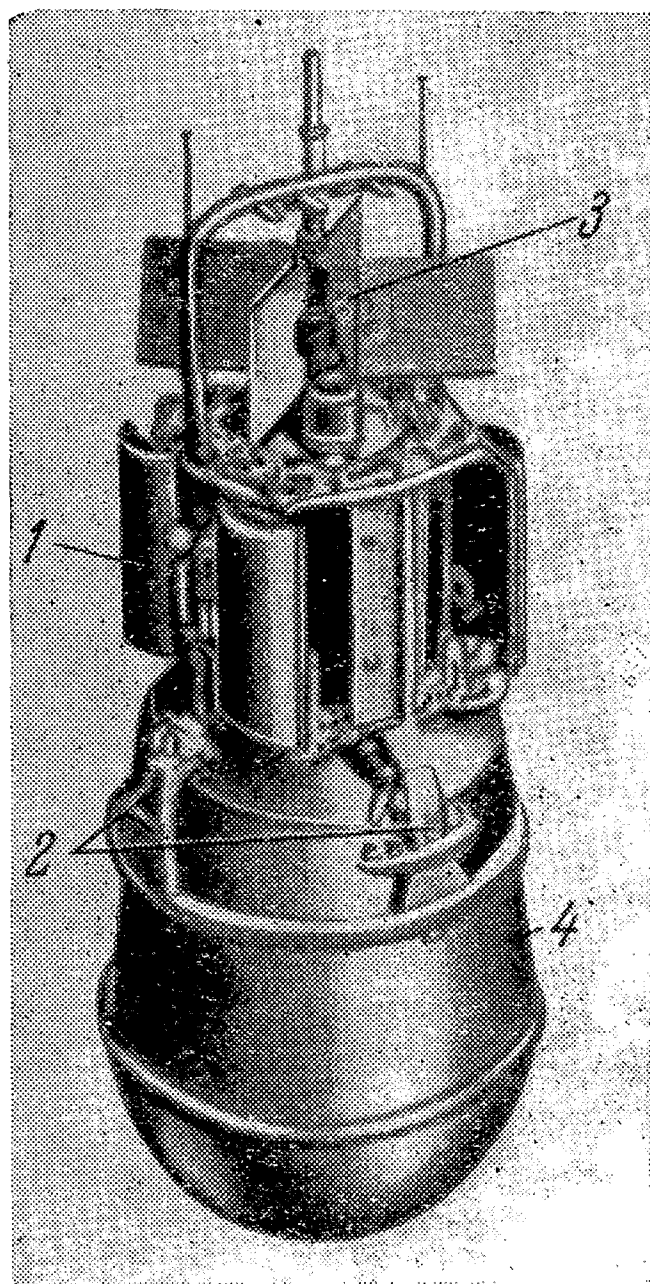


Рис. 141. Реактор установки SNAP-10A.

1 — отражатель на реакторе (в нерабочем положении), 2 — узел крепления, 3 — насос теплоносителя, 4 — радиационный экран (гидрид лития).

В зарубежной печати публикуются сведения и об исследованиях более мощных перспективных ядерно-реакторных космических энергоустановок. Однако эти разведочные исследования в основном сводятся пока к анализу возможных и оптимальных схем установок, а также к теоретическому и экспериментальному исследованию элементов их рабочего процесса и основных конструктивных узлов. Разработка комплексных установок не ведется как по бюджетным причинам, так и вследствие отсутствия конкретных планов их использования в на-

стоящее время; в теоретических изысканиях перспектив подобного использования фигурируют перспективные обитаемые межпланетные корабли с электрическими ракет-

ными двигателями, большие обитаемые орбитальные станции, лунные базы и др.

Наиболее известна программа США по созданию ядерной реакторной космической энергоустановки мощностью в диапазоне 300—1000 кВт, получившей в 1963 г. обозначение «СНАП-50/СПУР» в результате слияния двух существовавших до того программ «СНАП-50» (Комиссии по атомной энергии и НАСА) и «СПУР» (ВВС США)<sup>1)</sup>. В основе энергоустановки лежит использование высокотемпературного твердофазного ядерного реактора на быстрых нейтронах тепловой мощностью 8—10 Мвт<sup>2)</sup> (его разработка пока не ведется) и термодинамического турбогенераторного преобразователя с циклом Ренкина. Этот преобразователь должен иметь три различных контура с циркулирующими в них жидкометаллическими теплоносителями (рис. 142). Расчетная продолжительность работы установки в космосе — 10 000 часов<sup>3)</sup>, некоторые важнейшие узлы установки (турбогенератор, насосы, теплообменники) уже прошли наземные испытания нужной длительности<sup>4)</sup>. Предполагаемый удельный вес установки 4,5—5,5 кг/кВт. В 1965 г. программа разработки установки была прекращена в связи с бюджетными ограничениями<sup>5)</sup>; некоторые работы по этой установке ведутся без бюджетных ассигнований. Общая стоимость всех работ по установке значительна, она считается равной 1 млрд. долларов<sup>6)</sup>.

Публикуются сообщения и об исследованиях мощных ядерных космических энергоустановок с термоионным преобразователем, который считается перспективным для высокотемпературных реакторов, в особенности в случае установки элементов преобразователя непосредственно в активной зоне реактора<sup>7)</sup>. По одному из таких проектов («СНАП-70») рабочая температура должна превышать 1640°С<sup>8)</sup>. По другому проекту ядерное горючее (UO<sub>2</sub>) размещается в полом цилиндрическом молибденовом

<sup>1)</sup> New Scientist, 9. IX. 1965, стр. 620.

<sup>2)</sup> Flugwelt, X, 1962, № 10.

<sup>3)</sup> Technology Week, 17. IV. 1967, стр. 39.

<sup>4)</sup> Aviation Week, 11. IX. 1967, стр. 96.

<sup>5)</sup> Interavia Air Letter, 6. VII. 1965, № 5783, стр. 6.

<sup>6)</sup> Missiles and Rockets, 10. II. 1964, стр. 24.

<sup>7)</sup> J. Spacecraft, VII, 1967, т. 4, № 7, стр. 852 и др.

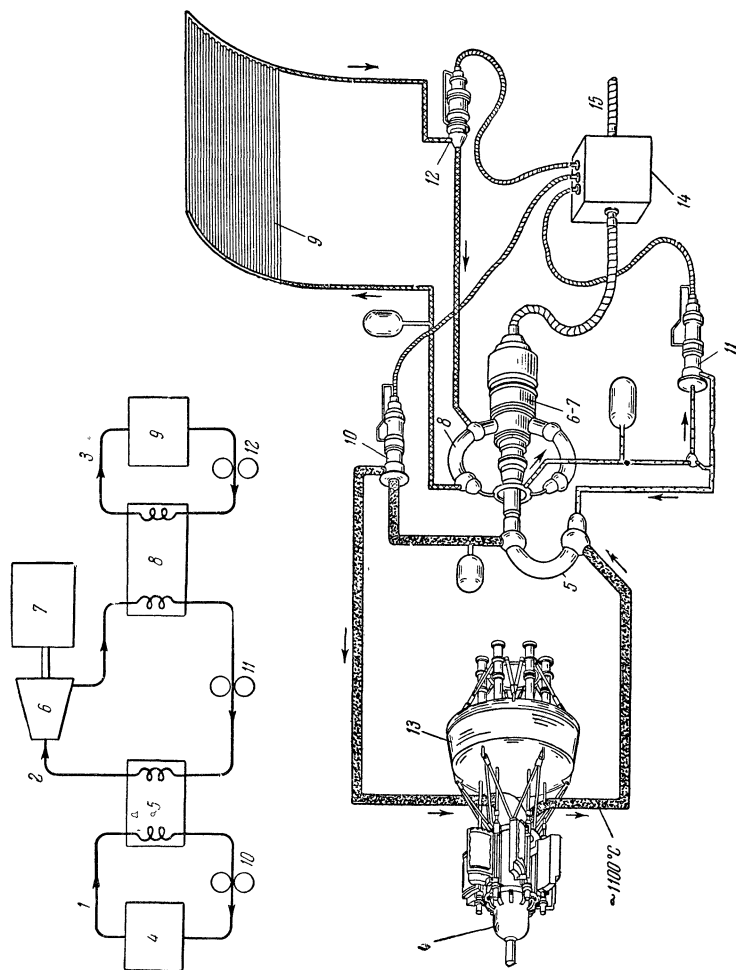
<sup>8)</sup> Missiles and Rockets, 1962, т. 10, № 8.

<sup>1)</sup> Machine Design, 23. XII. 1965.

<sup>2)</sup> «Атомная техника за рубежом», VII, 1966, № 7.

<sup>3)</sup> «Правда», 1 сентября 1964 г.; «Советская Россия», 23 октября 1967 г.

Рис. 142. Принципиальная схема ядерной энергоустановки «СНАП-50/СПУ».



1 — реакторный контур (в нем циркулирует расплавленный литий, охлаждающий реактор), 2 — турбогенераторный контур (рабочим веществом в этом контуре преобразование энергии служит расплавленный литий), 3 — теплоотдающий контур (рассеивание тепла в радиаторе осуществляется жидким натрий-калийем (сплавом)), 4 — реактор, 5 — котел-испаритель калия, 6 — калиевая турбина, 7 — электрический генератор, 8 — конденсатор калия, 9 — радиатор, 10 — насос для лития, 11 — насос для калия, 12 — насос для натрий-калийевого сплава, 13 — защитная экрановка, 14 — коробка электрического регулирования, 15 — отапливаемая установка (Raumfahrtforschungs, I, 1965; New Scientist, 9. IX. 1965).

катоде — эмиттере преобразователя, нагреваемом до  $1700^{\circ}\text{C}$ , а коллектор и замедлитель ( $\text{ZrH}$ ) охлаждается до  $700\text{--}800^{\circ}\text{C}$ <sup>1)</sup>. Аналогичная космическая ядерная энергоустановка с термоионным преобразователем в активной зоне реактора создается в ФРГ, ее электрическая мощность равна  $30\text{ кВт}^2$ , вес равен  $550\text{ кг}$ , включая  $15\text{ кг}$  урана-235<sup>3)</sup>.

При достаточно большой мощности установки такая система может обладать наименьшим весом. Испытания термоионного преобразователя совместно с урановым реактором осуществлены в США в 1960 г.; пространство между электродами этого преобразователя было заполнено парами цезия, как об этом уже говорилось выше. Наибольшая полученная электрическая мощность испытанного преобразователя составляла  $90\text{ вт}$  при удельной мощности  $21\text{ вт/см}^2$  и рабочей температуре  $1900^{\circ}\text{C}$ . Эффективность преобразования тепла в электроэнергию составляла  $10\%$ . В другом аналогичном эксперименте применялся диод с плазмой благородного газа (аргона) при температуре катода  $1620^{\circ}\text{C}$ ; расстояние между электродами составляло  $5\text{ мм}$ . За рубежом подвергаются теоретическому и экспериментальному исследованию как эти, так и другие типы преобразователей атомной энергии в электрическую, в частности, с использованием образующейся высокотемпературной плазмы (газовой или металлической) в магнито-гидродинамическом генераторе, о чем уже шла речь выше. Этот последний преобразователь считается выгоднее всех остальных при достаточно большой мощности, порядка сотен киловатт<sup>4)</sup> и мегаватт, в частности, с использованием неравновесной ионизации (с «горячими» электронами)<sup>5)</sup>. Может оказаться выгодным и сочетание ядерного ракетного двигателя с магнито-гидродинамической энергоустановкой<sup>6)</sup>.

На X Международном астронавтическом конгрессе было сообщено о нескольких проектах мощных атомных энергоустановок для космоса. Одна из них (рис. 143) мощно-

<sup>1)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», I, 1968, реф. 1.34.191.

<sup>2)</sup> Вопросы ракетной техники, 1968, № 11.

<sup>3)</sup> Mech. Engineering, I, 1969, т. 91, № 1, стр. 40.

<sup>4)</sup> «Ракетная техника и космонавтика», VIII, 1967, т. 5, № 8, стр. 133.

<sup>5)</sup> J. BIS I—II, 1965, стр. 62.

<sup>6)</sup> IEEE Trans. on Nuclear Science, 1965, т. 12, № 1.



стью 1000 кВт имеет длину 24 м и диаметр 2,4 м (эти размеры определяются радиатором, без него длина установки всего около 5 м). Тепловая мощность уранового реактора с керамическими тепловыделяющими элементами и гелиевым

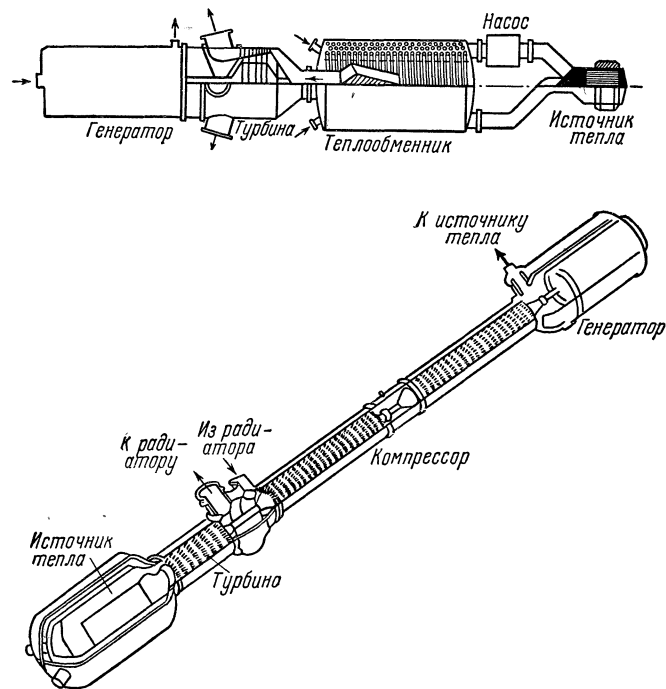


Рис. 143. Проекты атомной космической энергоустановки мощностью 1000 кВт (по докладам на 10-м Международном астронавтическом конгрессе). Сверху с жидким охладителем атомного реактора и промежуточным теплообменником — испарителем. Снизу — с газообразным охладителем атомного реактора (гелием), газовой турбиной и компрессором. Радиатор не показан.

охлаждением равна 7800 кВт. Вес установки без экрана равен  $5 \cdot T$ , т. е. удельный вес 5 кг/кВт. Следует заметить, что по данным ряда зарубежных проектных изысканий увеличение мощности подобных установок до 20 000 кВт может снизить удельный вес до 3 кг/кВт и даже меньше<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Aerospace Engineering, XII, 1962.

В турбогенераторном преобразователе установки применена 12-ступенчатая газовая (гелиевая) турбина из молибдена, которая приводит во вращение 41-ступенчатый компрессор (большое число ступеней компрессора и турбины связано с малым атомным весом гелия) и индукционный генератор переменного тока частотой 400 гц при скорости вращения 24 000 об/мин. Через турбину протекает около 2 кг гелия в секунду с температурой на входе 1450° К. Предполагаемый ресурс установки 10 000 часов.

Установка другого типа, о которой было сообщено на конгрессе, имеет также электрическую мощность 1000 кВт и турбогенераторный преобразователь тепловой энергии в электрическую, но ее рабочим веществом является уже не газ (с чем связана необходимость в громоздком компрессоре), а щелочной металл, в данном случае калий. Атомный реактор охлаждается жидким калием, который циркулирует с помощью насоса в замкнутом контуре и передает полученное в реакторе тепло другому рабочему веществу (им также является калий, хотя это и не обязательно) в теплообменнике. Это второе рабочее вещество испаряется в теплообменнике, расширяется в четырехступенчатой турбине, приводящей во вращение при 12 000 об/мин электрогенератор переменного тока частотой 2000 гц и напряжением 3000 в, и снова конденсируется в радиаторе рабочей поверхностью  $\sim 185 \cdot \text{м}^2$ . Схема этой установки также показана на рис. 143. Снова из-за радиатора (кольцевого типа) размеры установки получаются большими — длина 21,5 м, диаметр 3,7 м. Вес этой установки (без экранировки) примерно 5900 кг, из которых на долю радиатора приходится 2270 кг и на долю электрогенератора 2040 кг; реактор (без экрана) весит 450 кг.

Мы говорили до сих пор о двух основных компонентах космической энергоустановки, именно, об источнике энергии и ее преобразователе. Однако любая такая установка, обеспечивающая питание электроракетного двигателя, обязательно содержит еще один важнейший узел, задачей которого является согласование электрической энергии, генерируемой энергоустановкой, с потребностями электроракетного двигателя. Ведь каждый данный двигатель нуждается в подводе тока строго определенных кондиций; сила тока, его напряжение, частота и т. п. должны отвечать нужным двигателю значениям, а часто и меняться во времени по заданным законам. Вот такое «кондиционирование»

подводимого тока и выполняет узел, который можно назвать «блоком регулирования и управления» (рис. 144). Этот блок обычно представляет собой весьма сложную

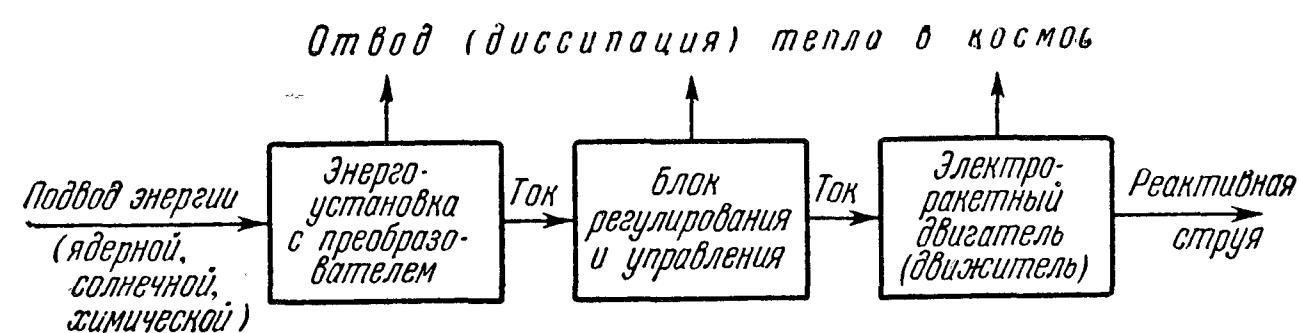


Рис. 144. Блок-схема космической энергоустановки с электроракетным двигателем.

электронную систему с большим числом входящих в нее преобразовательных, распределительных, регулирующих, блокирующих, защитных и других устройств, выполняемых в виде отдельных модулей. О его сложности можно

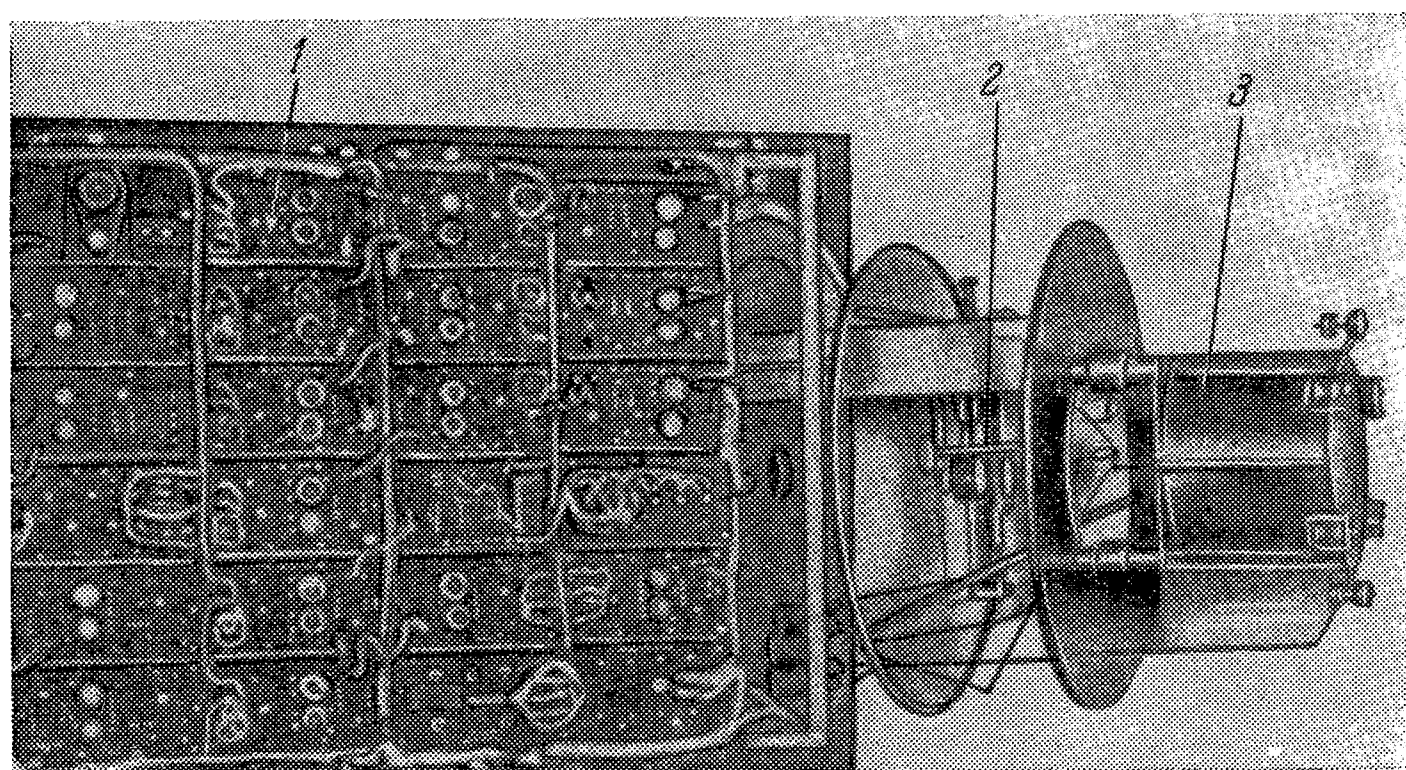


Рис. 145. Установка ионного электроракетного двигателя с блоком регулирования и управления, прошедшая ресурсные 500-часовые испытания:

1 — блок регулирования и управления, 2 — система подачи рабочего вещества (ртути) в двигатель, 3 — ионный двигатель с электронной бомбардировкой (Space/Aeronautics, VI, 1967, стр. 96).

судить хотя бы по рис. 145, на котором показана комплектная силовая установка с ртутным ионным электроракетным двигателем, прошедшим ресурсные испытания в течение 500 часов, о чем упоминалось в предыдущей главе. При

мощности двигателя 2,5 кВт блок регулирования весил примерно 9 кг, что соответствует удельному весу примерно 3,6 кг/квт, тогда как удельный вес всей установки равнялся примерно 6,8 кг/квт<sup>1</sup>). Как видно, на блок регулирования приходится весьма существенная часть общего веса установки, что требует особо тщательного его проектирования, особенно усложняющегося в связи с необходимыми высоким к. п. д. (не менее 90%) и большим ресурсом в десятки тысяч часов непрерывной работы (блок кондиционирования установки рис. 142 обладает надежностью выше 96% при длительности работы 10 000 часов). При этом требуется обеспечение оптимального сочетания характеристик, ведь сразу, например, не скажешь, что лучше: удельный вес блока 3 кг/квт при к. п. д. 85% или 4 кг/квт при к. п. д. 90% — тут нужны сложные оптимизационные расчеты. Как подчеркивается в зарубежной печати, разработка блоков регулирования и управления в США отстает от разработки энергоустановок и электроракетных двигателей, что может лимитировать внедрение таких двигателей в эксплуатацию.

Указывается, что если в настоящее время в США реально разрабатывается около 15 типов электроракетных двигателей и несколько энергоустановок для них, то ни одного разработанного проекта летного блока регулирования и управления нет<sup>2</sup>).

Каковы возможные характеристики блока регулирования и управления и его место в комплектной электроракетной силовой установке, можно судить на примере перспективной установки такого рода с ядерной термоионной энергоустановкой мощностью более 1 Мвт и цезиевым ионным двигателем с удельным импульсом 5000 сск. Приведенные ниже в таблице данные основаны на расчетах, произведенных в США и относящихся к трем вариантам установки: 1-й вариант считается пессимистическим, он относится примерно к современному уровню развития, 2-й вариант принят в качестве номинального (с учетом развития в течение ближайших двух — пяти лет) и 3-й — оптимистический вариант — предусматривает развитие в течение 5—10 лет.

<sup>1</sup>) Space Aeronautics, VI, 1967, стр. 96.

<sup>2</sup>) AIAA Paper, 1967, № 67—52.

|                              | 1-й вариант |        | 2-й вариант |        | 3-й вариант |        |
|------------------------------|-------------|--------|-------------|--------|-------------|--------|
|                              | Уд. вес     | К.п.д. | Уд. вес     | К.п.д. | Уд. вес     | К.п.д. |
|                              | кг/квт      | %      | кг/квт      | %      | кг/квт      | %      |
| Энергоустановка . . . . .    | 20          | —      | 10          | —      | 5           | —      |
| Блок регулирования . . . . . | 5           | 85     | 3,5         | 9      | 2,5         | 93     |
| Двигатель . . . . .          | 2           | 8      | 1,5         | 85     | 1           | 9      |
| Вся установка . . . . .      | 38,4        | 68     | 18,1        | 76,5   | 9,5         | 83,5   |

Выбор электросиловой установки того или иного типа для использования с электроракетными двигателями зависит, естественно, от многих факторов: мощности, длительности работы, удельного веса (т. е. веса, приходящегося

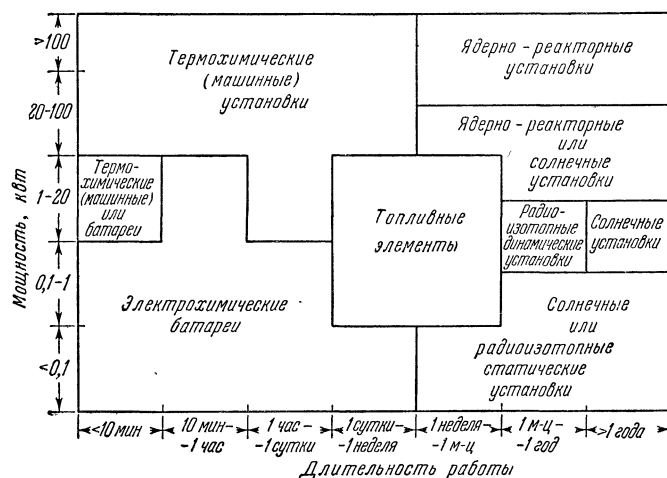


Рис. 146. Оптимальные области применения космических энергоустановок (Ind. Appl. Isot. Pow. Gen. Joint Symp., 1966, Paper 3, 1967).

на 1 квт мощности) и др. В свою очередь многие из этих факторов зависят друг от друга. Так, например, удельный вес обычно сильно изменяется в зависимости от мощности, вида преобразователя энергии и проч. В частности, удельный вес атомных электросиловых установок ракет с реактором быстро уменьшается при возрастании мощности, как это показали исследования Штулингера и Зейт-

ца. Эти выводы согласуются с данными, относящимися к установкам «СНАП».

Примерные области оптимального применения различных «электростанций» ракет в зависимости от мощности и длительности работы показаны на рис. 146. Однако развитие электроракетных силовых установок, как и космической техники вообще, может существенно изменить оптимальные области использования по сравнению с современными представлениями. Может быть, об этом лучше всего говорит судьба рис. 74 первого издания настоящей книги — хотя этот рисунок представлял собой прогноз развития электроракетных двигателей (составленный в 1960 г.) на 1970 г. он во многом уже безнадежно устарел. Вполне вероятно, что эта судьба постигнет и нынешний прогноз, приведенный на рис. 146.

Окончательное решение о выборе типа космической «электростанции» зависит от многих факторов, а не только от мощности и длительности работы, как это сделано на рис. 146, в частности, оно зависит от удельных параметров энергоустановки (удельный вес, удельная мощность), ее надежности, стоимости, сложности в эксплуатации, особенностей конструкции и назначения космической ракеты и т. п. Однако, может быть, прежде всего такое решение будет определяться просто наличными возможностями, ибо разработка бортовых космических энергоустановок уже сейчас отстает от потребностей космонавтики и, несомненно, является одной из труднейших и важнейших ее проблем<sup>1)</sup>. Это отставание сдерживает и применение электроракетных двигателей. Но об этом — в следующей главе.

<sup>1)</sup> EEE Transact., IV, 1966.

# ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ

Все, о чем говорилось в предыдущих главах, показывает, что как сами электрические ракетные двигатели, так и ракетные энергетические установки для питания этих двигателей находятся пока еще в эмбриональном состоянии. Все, что сейчас делается в этом направлении, а делается очень немало, — это теоретические исследования многочисленных проблем, связанных с электрическими ракетами, испытания лабораторных моделей для подтверждения правильности принципов и выяснения качественных и основных количественных характеристик, создание первых экспериментальных образцов, их наземные и первые летные испытания. Но хотя электроракетная космическая техника еще только рождается, можно не сомневаться, что ее развитие пойдет стремительными темпами и она быстро завоюет себе прочное место под солнцем. Так велики бесспорные достоинства будущих электрических ракет, достоинства, особенно очевидные в тех случаях, когда речь идет о штурме безграничных просторов космоса. А общий ход событий ныне таков, что промедления в этом штурме быть не может.

Электрических ракет еще нет, но о них мечтали уже давно, мечтали еще основоположники ракетной техники и космонавтики. В опубликованной в 1959 г. биографии Годдарда указывается, что в его записной книжке имеется запись, датированная 6 сентября 1906 г., о том, что, вероятно, электрически заряженные частицы могут найти применение в качестве рабочего вещества ракетных двигателей<sup>1)</sup>. Что же касается впервые опубликованного в печати предложения такого рода, то оно принадлежит перу К. Э. Циолковского. В его статье «Исследование мировых

пространств реактивными приборами», опубликованной в 1911 г. (эта статья представляет собой, по мысли ее автора, вторую часть классического труда под тем же названием, опубликованного в журнале «Научное обозрение» № 5, 1903 г., и была помещена в журнале «Вестник воздухоплавания» № 19—22, 1911 г. и № 2—9, 1912 г.), имеется раздел «Будущее реактивных приборов». В этом разделе, помимо впервые высказанного предположения о возможности использования атомной энергии для создания реактивной тяги, имеется следующий абзац<sup>1)</sup>:

«Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам. И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса каждого из которых, как мы говорили, в 4000 раз меньше массы атома гелия, а скорость достигает 30—100 тысяч км/сек, т. е. она в 6—20 тысяч раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вылетающих из нашей реактивной трубы».

Не правда ли, здесь и общая идея электроракетных двигателей, и идея электростатических членов семьи этих двигателей?

В третьей части той же работы (она была издана в 1926 г. в Калуге) Циолковский рассматривает и проблему использования энергии солнечного излучения на ракете, упоминает о возможности искусственного питания ракеты лучистой энергией извне (о возможностях реализации этой идеи будет сказано в гл. 9). В этой работе автор отмечает также принципиальную возможность использования двигателей весьма небольшой тяги в космосе для искусственных спутников Земли или Солнца, указывает на то, что движущей силой может стать и давление солнечных лучей (эта идея «солнечного паруса» также рассматривается в гл. 9). Ко всем этим проблемам Циолковский неоднократно возвращается и в других своих трудах, в частности, в работе «Космический корабль», рукопись которой была направлена автором журналу «Техника и жизнь» в 1924 г.<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> Цитируется по книге: К. Э. Циолковский, Труды по ракетной технике, Оборонгиз, 1947, 89—90.

<sup>2)</sup> К. Э. Циолковский, Труды по ракетной технике, Оборонгиз, 1947, 14 и 189.

<sup>1)</sup> Astronautics, IV, 1959.



О возможностях создания электрических ракет писал один из пионеров космонавтики, француз Эно Пельтри в 1913 г.

Большое значение придавал электроракетным двигателям другой пионер космонавтики, немецкий ученый, румын по происхождению, Герман Оберт. В книге Оберта «Путь в мировое пространство», вышедшей в 1923 г.<sup>1)</sup>, этой проблеме посвящена целая глава. Оберт не ограничился указанием на принципиальную возможность использования электричества для создания реактивной тяги космических ракет. Он предложил создать электростатические ракетные двигатели, в которых тяга создавалась бы эмиссией заряженных частиц с поверхностей, соединенных с источником электрического питания высокого напряжения. Указывая, что получаемая подобным образом тяга будет очень малой, Оберт подчеркивал, что при длительной работе электроракетного двигателя он в состоянии обеспечить необходимые высокие скорости ракеты.

Идею создания электроракетного двигателя, работающего на солнечной энергии, выдвигал поляк Франц Улинский в 1915—1916 гг. (по Макс Валье<sup>2)</sup>). По этой идее вокруг ракеты должны были располагаться плоскости, состоящие из термоэлементов, превращающих солнечные лучи в электроэнергию. Правда, в те времена термоэлементов не существовало и предложение Улинского основывалось на газетной утке о том, что будто бы Эдисон их изобрел; впоследствии это сообщение было опровергнуто. Однако сама идея не становится от этого менее верной. Для создания реактивной силы Улинский предлагал систему питаемых электроэнергией катодов, с которых должна была осуществляться эмиссия электронов с очень большой скоростью. Улинский допустил ряд ошибок в своем проекте, в частности, предполагая, что с помощью такого двигателя можно осуществить взлет ракеты с Земли; предлагая использование силы реакции электронов, обладающих чрезмерно малой массой для этой цели; оценивая затраты энергии для создания нужной тяги; предлагая использовать при взлете предложенный им дополнитель-

ный, термохимический ракетный двигатель, работающий без отброса рабочего вещества (такой двигатель не может быть, конечно, создан, хотя Улинский получил на него в 1928 г. патент), и т. д. Однако основная идея солнечного электроракетного двигателя Улинского верна.

Как уже отмечалось выше, первые серьезные конструкторско-экспериментальные работы по электрическим ракетным двигателям были начаты в нашей стране, шедшей и здесь непроторенной дорогой. Ведь уже в 1929 г. в Газодинамической лаборатории в Ленинграде была создана группа (впоследствии отдел), в котором разрабатывался первый в мире электрический ракетный двигатель (ЭРД) и первые отечественные ЖРД.

Серьезное теоретическое рассмотрение электроракет началось за рубежом лишь после войны. За последние 15 лет появилось множество исследований в этой области, сначала теоретических, а затем экспериментальных. Теперь основные усилия концентрируются на разработке теории электроракетных двигателей и их основных элементов, экспериментальных исследованиях и создании необходимых испытательных установок, разработке проектов электроракетных космических летательных аппаратов и оценке их возможностей. В этих областях работают за рубежом многие ученые.

Каковы же области возможного применения электрических ракет в космонавтике? Каких результатов можно добиться с их помощью? И наконец, как можно представить себе устройство электрического космического летательного аппарата? Вот вопросы, которым посвящена эта глава.

Совершенно очевидно, что возможное применение электрических ракет определяется прежде всего основными особенностями электроракетных двигателей, о которых уже подробно говорилось выше, — исключительно большим удельным импульсом, малой тягой, большой возможной продолжительностью работы, во многих случаях необходимостью высокого вакуума для работы. Важнейшей из особенностей является, конечно, достижимая с помощью этих двигателей величина удельного импульса. Ведь именно поэтому так велик интерес к электроракетным двигателям — они позволяют рассчитывать на решающий успех в штурме «барьера удельного импульса», который ведут ракетная техника и космонавтика. Это достоинство

<sup>1)</sup> Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt. München — Berlin, 1923.

<sup>2)</sup> Валье Макс, Полет в мировое пространство, ОНТИ, 1936.

электрических ракет перекрывает во многих случаях, о которых пойдет речь ниже, недостатки таких ракет, связанные с их малой тягой, большим весом конструкции и др.

Для иллюстрации того значения, которое придает электроракетным двигателям советская наука, можно привести следующую выдержку из передовой статьи официального органа Академии наук СССР («Вестник Академии наук», X, 1962), написанной к пятилетию со дня запуска 1-го советского искусственного спутника Земли и носящей название «Пять лет космической эры»: «На смену двигателям на химическом топливе придут двигатели, использующие ядерное и термоядерное горючее, а также высокоэффективные электрические — плазменные и ионные — двигатели, что откроет новые возможности перед космонавтикой». Об этом же говорил президент Академии М. В. Келдыш в своей речи на XXII съезде КПСС.

Необходимость в значительном повышении удельного импульса по сравнению с термохимическими ракетами связана с тем, как указывалось выше, что только таким образом можно достичь существенного увеличения относительного веса полезного груза, т. е. доли полезного груза во взлетном (или начальном) весе ракеты в результате уменьшения запасенного на ней топлива. В свою очередь без такого увеличения нельзя мечтать об осуществлении сложных космических полетов, и прежде всего межпланетного полета человека.

С помощью электроракетных двигателей путем ускорения заряженных частиц в электростатическом или переменном магнитном полях (или в обоих одновременно) можно достичь исключительно больших скоростей истечения. Ведь в некоторых электромагнитных ускорителях лабораторий по ядерной физике удается разгонять частицы до скоростей, равных 90% (и даже больше) от максимально возможной в природе скорости — скорости света в вакууме, равной, как известно, 300 000 км/сек.

Однако есть ли необходимость добиваться в электроракетном двигателе таких больших и вообще максимально возможных скоростей истечения? Оказывается, такой необходимости нет. Как показывает теория, всегда, для любого данного полета, существует наилучшая, оптимальная скорость истечения (и соответственно удельный импульс). Оптимальной скорости соответствует наиболь-

шее значение относительного веса полезного груза — цель, к которой всегда стремятся в ракетной технике и космонавтике. Это обстоятельство имеет весьма большое значение для электроракетной техники.

Но почему для электроракетного двигателя существует некоторая оптимальная скорость истечения, выше которой ее увеличивать невыгодно, ибо это приведет к уменьшению полезного груза на ракете, тогда как для термохимических ракет подобного ограничения нет и чем выше скорость истечения, тем больше вес их полезного груза?

Как ни парадоксально, но ограничение величины скорости истечения для электроракетных двигателей появляется именно в связи со стремлением... увеличить эту скорость. Секрет здесь прост. Чтобы открыть возможность существенного увеличения скорости истечения, необходимо, как указывалось выше, разделить источник энергии и рабочее вещество, органически слитые воедино в термохимической ракете. Такое разделение и осуществлено в электроракете, но вместе с ним появилось и указанное выше ограничение целесообразной скорости истечения.

Об этом отчетливо говорит уже выведенное нами в предыдущей главе соотношение между величиной мощности реактивной струи, тяги двигателя и удельного импульса (или скорости истечения, что все равно):

$$N = \frac{R \cdot W}{2} = \frac{R \cdot J \cdot g}{2},$$

где  $N$  — мощность,  $W$  — скорость истечения,  $J$  — удельный импульс,  $g$  — ускорение земного тяготения.

Действительно, если увеличивать скорость истечения при неизменной тяге, то возрастает и мощность электростанции на ракете, что приводит, естественно, к возрастанию веса конструкции ракеты и уменьшению относительного веса полезного груза (вот этого-то и нет в случае термохимической ракеты!). Графически эта зависимость показана на рис. 147. Если же скорость истечения мала, как, например, в термохимической ракете, то и это также приводит к уменьшению полезного груза (ведь из-за этого-то и загорелся весь сыр-бор с электроракетами!). Очевидно, что эти два противоположно действующих фактора и приводят к тому, что некоторому оптимальному значению скорости истечения соответствует наибольшая величина веса полезного груза.

По известному уравнению Циолковского конечная скорость ракеты (в свободном пространстве, т. е. без атмосферы и гравитации) равна

$$V = W \ln \frac{m_1}{m_2}$$

(если до включения двигателя ракета уже обладала некоторой скоростью, то  $V$  есть приращение скорости при

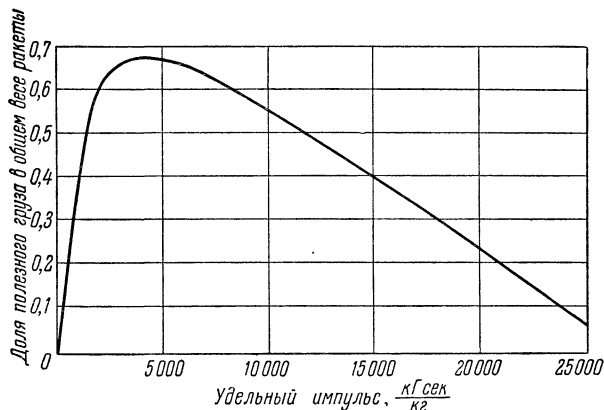


Рис. 147. Так изменяется доля полезного груза электроракеты (с ионным двигателем) в зависимости от удельного импульса. Кривая относится к случаю перехода ракеты с орбиты на высоте 160 км на орбиту Луны (характеристическая скорость 7,35 км/сек, отношение тяги к весу ракеты  $0,75 \cdot 10^{-4}$ ) (Paper ASME, 59-AV-45).

работе двигателя). Но начальная масса ракеты (при старте, т. е. в момент запуска двигателя)

$$m_1 = m_k + m_p + m_n,$$

где  $m_k$  — масса конструкции ракеты, включающая энергетическую установку (эта так называемая пассивная масса не изменяется в полете),  $m_p$  — масса рабочего вещества на ракете (в случае термохимической ракеты это — масса топлива),  $m_n$  — масса полезного груза.

Конечная же масса ракеты, т. е. масса после израсходования всего запаса рабочего вещества и, следовательно, приобретения ракетной конечной скорости  $V$ :

$$m_2 = m_k + m_n.$$

В ряде исследований (например, в упоминавшейся выше работе Штулингера и Зейтца) получена зависимость величины относительного полезного груза  $m_n/m_1$  от скорости истечения  $W$  и конструктивных параметров ракеты при данной конечной скорости  $V$ . Эта зависимость (формулы, выведенные различными авторами, имеют неодинаковый конечный вид) и позволяет найти расчетное оптимальное значение удельного импульса, соответствующее максимальной величине  $m_n/m_1$ . Соответствующее выражение имеет следующий вид:

$$J_{\text{опт}} = \text{const} \sqrt{\tau \cdot E},$$

где  $J_{\text{опт}}$  — оптимальная величина удельного импульса,  $\tau$  — продолжительность полета ракеты,  $E$  — энерговооруженность ракеты, т. е. величина мощности ее двигательной установки, приходящаяся на 1 кг массы конструкции,

$$E = \frac{N}{m_k}.$$

Таким образом, чем больше время работы двигателя ракеты и ее энерговооруженность (величина, обратная удельному весу двигательной установки), тем больше и наивыгоднейшая величина удельного импульса. Такой качественный характер зависимости понятен. Оба эти фактора уменьшают отрицательное влияние веса электрической двигательной установки ракеты на величину ее полезного груза. Вот почему электроракеты особенно выгодны в тех случаях, когда должен быть совершен космический полет большой длительности. Двигательная установка ракеты должна быть возможно более легкой — увеличение энерговооруженности является одной из важнейших задач совершенствования электроракет.

При данной относительной величине полезного груза  $m_n/m_1$  пропорционально оптимальной величине удельного импульса изменяется конечная скорость ракеты. Это иллюстрируется приводимым на рис. 148 графиком. На этом графике, как и в приведенном выше выражении для оптимального удельного импульса, фигурирует величина произведения  $\tau \cdot E$ . Очевидно, однако, что каждый из сомножителей ограничен по величине. Так, наибольшим вероятным значением энерговооруженности (ее называют иногда удельной мощностью) электроракеты можно считать 0,2—0,3 квт/кг (в настоящее время оно равно примерно

0,1 квт/кг). Продолжительность полета с работающим двигателем в свою очередь не может быть более нескольких лет, как исходя из возможных в настоящее время целей полета, так и потому, что с ростом  $\tau$  неизбежно уменьшается начальное ускорение ракеты (это показано, в частности, в той же работе Штулинера и Зейтца), а оно не может быть меньше некоторого минимального значения,

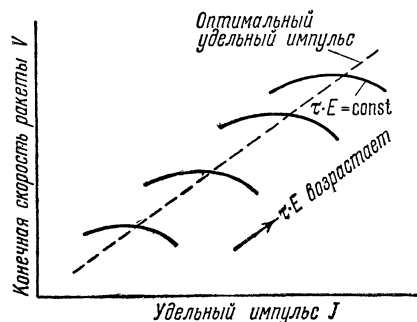


Рис. 148. Конечная скорость электроракеты  $V$  зависит от величины удельного импульса  $J$ , продолжительности работы двигателя  $\tau$  и энерговооруженности  $E$ .

тения. При этом число Циолковского ( $m_1/m_2$ ) будет равно всего четырем. Из этого примера ясно, какие перспективы открывает применение электроракетных двигателей в космонавтике.

В настоящее время для космических аппаратов самого различного назначения величина оптимальной скорости истечения находится в пределах 20—200 км/сек (это соответствует значениям удельного импульса 2000—20 000 сек). Для типичной электроракеты конечная масса  $m_2$  при этом составит 0,5—0,85 начальной массы  $m_1$  (т. е. число Циолковского  $m_1/m_2 = 2—1,2$ ), а масса полезного груза будет равняться 0,2—0,7 от конечной массы  $m_2$ . Прогресс по сравнению с термохимическими ракетами разителен!

Где же и как можно применить с успехом электроракетные двигатели? Таких возможных областей применения немало, — по существу, это все возможные случаи, когда ускорение ракеты может быть очень небольшим (тяга

двигателя мала!), а продолжительность его работы значительной. В этих случаях «комариная» сила двигателя (по сравнению с массой ракеты) постепенно, «не спеша» разгоняет ракету, доводя ее скорость, при необходимости, до огромных значений.

Очевидно, что первые примеры использования электроракетных двигателей будут связаны с искусственными спутниками Земли; да и испытания этих двигателей тоже уже начаты на спутниках. Роль электроракетного двигателя на спутнике может быть различной. Конечно, такой двигатель не будет использован при запуске спутника: для этого он обладает слишком ничтожной тягой. Да и не только в этом, но и во всех других случаях вывод электроракеты в космос будет осуществляться, очевидно, с помощью термохимических ракетных двигателей, а в будущем, может быть, совместно с атомными тепловыми двигателями. Но когда спутник уже будет на орбите, его электроракетный двигатель сможет сослужить не одну хорошую службу.

Так, например, с его помощью можно будет компенсировать изменение орбиты спутника под действием аэродинамического сопротивления земной атмосферы и некоторых других влияний меньшего масштаба. Эти силы, действующие на движущийся по орбите спутник, очень малы и равны обычно нескольким граммам (например, для шара диаметром 3 м на высоте 200 км они равны примерно 26 Г, на высоте 400 км — менее 0,4 мГ), и все же они тормозят спутник, неумолимо заставляя его снижаться и, в конце концов, упасть на Землю или сгореть в плотных слоях атмосферы. Вот тут-то ничтожная, казалось бы, сила тяги электроракетного двигателя может сыграть свою роль. С ее помощью может поддерживаться неизменной заданная орбита низколетящего спутника в течение всего времени работы двигателя, т. е. многих месяцев и даже лет. Нет нужды говорить о том, насколько это важно, — ведь в будущем вокруг Земли будет обращаться по установившимся орбитам множество искусственных спутников самого различного назначения. Это будут и спутники радиотелефонной и радиотелеграфной связи, и телетрансляционные «центры», и метеоспутники для обеспечения нужд Службы погоды, и навигационные спутники-маяки, и еще многие другие.



Вот каковы возможные характеристики такого «электроракетного» спутника (данные этого и ряда последующих проектов — по Штулингеру и Зейтцу). Полная масса спутника 5 т, полезный груз 4 т (0,5 т — масса рабочего вещества, 0,5 т — масса установки), продолжительность полета с работающим двигателем 1 год (31,5 млн. сек). Конечная (характеристическая) скорость 15 км/сек, скорость истечения 141 км/сек (удельный импульс 14 400 сек). Тяга двигателя 227 Г (она достаточна для поддержания неизменной высоты орбиты не менее 160 км, если спутник — шар диаметром 3 м). Мощность электросиловой установки равна 159 кВт (в случае ионного двигателя сила тока ускорителя 11,6 а, напряжение 13 600 в), энерговооруженность  $E = 0,318 \text{ кВт/кг}$ . Ускорение при работе двигателя (начальное)  $4,45 \cdot 10^{-5}$  от земного ( $g$ ). Каждую секунду такой двигатель будет расходовать всего... 16 мг рабочего вещества.

В другом случае электроракетный двигатель может служить для коррекции траектории движения достаточно высоко летящего спутника с целью точного выдерживания заданной орбиты (ее высоты и положения в пространстве), а также ориентации самого спутника. Такое корректирование может оказаться необходимым для спутников ряда назначений, например, навигационных, геодезических и др., в особенности важно для так называемых стационарных спутников, т. е. находящихся на суточной орбите и фиксированных в определенной точке над земной поверхностью (рис. 149). Незначительные по величине возмущения (воздействие Солнца, Луны, неоднородностей геомагнитного поля и др.) будут непрерывно уводить стационарный спутник из расчетного положения и менять его ориентацию в пространстве; здесь-то и окажутся очень полезными электроракетные двигатели. Для этого на спутнике придется установить ряд таких двигателей, расположенных по взаимно перпендикулярным осям, чтобы создавать все необходимые корректирующие силы и моменты, или же удастся использовать возможность управления вектором тяги, особенно простую для некоторых типов двигателей, например, ионных, что позволяет значительно уменьшить число необходимых двигателей. Поскольку для такого спутника уже не приходится бороться с аэродинамическим сопротивлением (на суточной орбите оно практически отсутствует), то двигатели

можно включать лишь время от времени (для электроракетного двигателя это неоднократное повторное включение легко осуществимо) с целью введения необходимых поправок в траекторию движения спутника или его ориентировку в пространстве. Естественно, что общая продолжительность работы двигателя будет при этом небольшой — 10 дней (примерно год полета), как и характеристическая

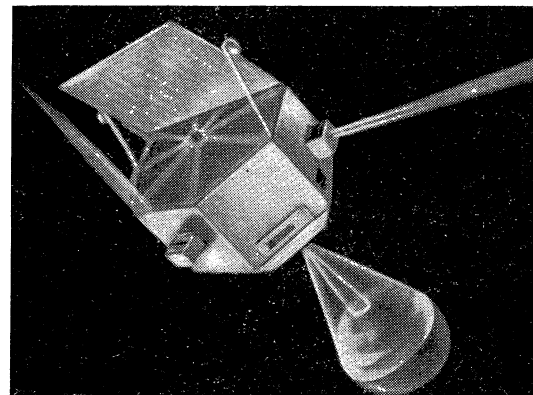


Рис. 149. Рисунок гипотетического метеорологического или связного спутника на суточной орбите. На спутнике установлено несколько ионных двигателей фирмы Хьюз (показана работа двух двигателей) (Interavia, III, 1963).

скорость (456 м/сек) и мощность (5 кВт). Масса двигательной установки и рабочего вещества (6 кг) окажется при этом столь небольшой, что практически не скажется на конструкции спутника (его масса 5 т будет практически целиком представлять собой полезный груз). Выгодная скорость истечения в этом случае меньше, чем в первом примере, и равна 38 км/сек (удельный импульс примерно 3900 сек). При использовании цезиевого ионного двигателя сила тока будет равна 5 а, ускоряющее напряжение всего 1000 в (как известно, мощность струи есть произведение силы тока на напряжение:  $5 \cdot 1000 = 5000 \text{ вт}$ ), тяга двигателя равна 26,8 Г. Следует отметить, что подобная корректировка орбиты может осуществляться с помощью термохимических двигателей, но, как показывает расчет,

электроракетные выгоднее в отношении веса, если характеристическая скорость больше 100 м/сек.

Комплект ионных цезиевых двигателей подобного назначения разрабатывает фирма Хьюз. По ее подсчетам, для точного удержания на заданной орбите спутника массой 227 кг двигатели должны работать от 10 до 90 минут в сутки, а для выдерживания ориентации — по несколько секунд каждые четверть часа. В течение трех лет это потребует расхода 1 кг цезия, тогда как при использовании обычных в настоящее время реактивных управляющих сопел потребовалось бы 68 кг газа.

Вероятно, как об этом свидетельствует и первый опыт применения электроракетных двигателей в космосе на советских спутниках, именно такое их использование будет начато прежде всего в сравнительно широких масштабах. В большой мере это связано с отсутствием пока мощных энергоустановок, что требует использования двигателей малой мощности; именно такие микроракетные двигатели и разрабатываются наиболее интенсивно за рубежом. Так, например, если в приведенном выше примере примерно 10-летней давности имеется в виду применение корректирующих ионных двигателей тягой в граммы и даже десятки граммов и мощностью в киловатты, но в новых разработках речь идет о тяге в миллиграммы и мощности в десятки ватт. Так, та же фирма Хьюз разрабатывает для стационарного спутника весом 450 кг установку из трех ионных цезиевых двигателей общим весом 23 кг (вместе с солнечной батареей!) и мощностью 80 вт; два из этих двигателей ленточного типа будут развивать тягу по 0,3 мГ, а один, с круглым ионным пучком, тягу 5—10 мГ. Вектором тяги этих двигателей можно будет управлять. При уже достигнутом, как сообщается, ресурсе непрерывной работы 2000 часов (считается, что он может быть доведен до 20 000 часов) даже работа двигателя в течение половины общего времени полета обеспечит работу установки в течение 6 мес.; впоследствии она сможет быть доведена до 5 лет<sup>1)</sup>. Помимо ионных, могут быть использованы с успехом также магнитоплазодинамические<sup>2)</sup>,

<sup>1)</sup> Electronic Design, 4. I. 1967, № 1, стр. 21.

<sup>2)</sup> Technology Week, 20. III. 1967, т. 20, № 12, стр. 19. У этих двигателей особенно привлекает возможность электропитания током низкого напряжения непосредственно от солнечных батарей (Science News, 1. IV. 1967, т. 91, № 13, стр. 298).

электротермические (резистоджет) и другие электроракетные двигатели.

Рассматриваются проекты установки электроракетных двигателей этого назначения и на больших обитаемых орбитальных станциях. Так, по одному из исследований<sup>1)</sup>, на разрабатываемой в США подобной станции MORL вместо намеченных ориентационных термохимических ракетных двигателей тягой 23 кг, предназначенных для работы в течение нескольких секунд на каждом орбитальном витке, могут быть с выгодой использованы электроракетные двигатели разных типов с тягой в миллиграммы, но зато работающие практически непрерывно. Особенно выгодным было бы использование в этом случае электроракетных двигателей, работающих на продуктах отходов жизнедеятельности экипажа станции — воде, углекислоте и др., что по проведенным за рубежом исследованиям вполне реально<sup>2)</sup>. Впрочем, такое использование предусматривается и для обычных термохимических ракетных двигателей этого назначения<sup>3)</sup>.

Наконец, можно представить себе и третий случай использования электроракетного двигателя на искусственном спутнике. Речь идет о переводе спутника на более высокую орбиту. Важность такой задачи очевидна: вывод тяжелых спутников с помощью термохимических ракет может быть осуществлен лишь на сравнительно низко лежащие орбиты.

Электроракетная двигательная установка, доставляющая спутник с исходной на заданную, более высокую орбиту, может затем возвращаться на исходную орбиту для заправки топливом с целью повторного использования. По другому плану, она может использоваться затем на спутнике для питания всей его аппаратуры (например, в случае связных спутников, метеоспутника и т. п.). Основные данные такого проекта следующие (для случая перехода с высоты 400 км на высоту 40 000 км). Начальная масса спутника 72,2 т, из которых полезный груз 50 т, масса энергетической установки 15,5 т, масса рабочего вещества 6,7 т. Конечная (характеристическая) скорость

<sup>1)</sup> J. Spacecraft, II, 1967, т. 4, № 2, стр. 123.

<sup>2)</sup> Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», I, 1968, № 1, реф. 1.34.176.

<sup>3)</sup> Flight, 17. VIII. 1967; «Вопросы ракетной техники», XII, 1967, № 12.

6 км/сек, продолжительность перехода с орбиты на орбиту примерно 23 дня. Скорость истечения 60 км/сек (удельный импульс примерно 6100 сек); поскольку она избирается в каждом примере оптимальной, то легко видеть, как она изменяется в зависимости от исходных данных (величин  $\tau$  и  $E$ ). Тяга двигателя в этом случае значительна и равна 16,9 кГ, мощность 4650 квт, расход рабочего вещества 2,75 г/сек. Ускорение (начальное) спутника равно  $2,29 \cdot 10^{-4} g$ . За время перелета на высокую орбиту будет израсходовано всего 5,3 т рабочего вещества, остальные 1,4 т будут израсходованы при обратном снижении отделившейся от спутника электросиловой установки. Она достигнет исходной орбиты через 6 дней. На рис. 150 сравнивается стартовый вес термохимической и электроракеты для такого же полета с полезным грузом 2,25 т.

Еще большее значение, чем для спутников, электроракетные двигатели могут иметь для космических аппаратов различного назначения. В первую очередь это коснется, вероятно, беспилотных автоматических межпланетных зондов в связи с относительно меньшей мощностью двигателей и энергоустановки (особенно выгодно применение усовершенствованных солнечных батарей). По существующему за рубежом мнению в ближайшие годы именно такое применение электроракетных двигателей, помимо уже упоминавшихся выше искусственных спутников Земли, будет наиболее реальным<sup>1)</sup>. Это позволит увеличить полезный груз, выводимый, например, на орбиту Марса, по крайней мере в два раза<sup>2)</sup>.

Выгодными окажутся также лунные электроракеты, в особенности, когда настанет пора регулярных рейсов на Луну, например, для снабжения организованной там научной станции; ведь первое время снабжение лунных «зимовщиков» будет осуществляться целиком с Земли<sup>3)</sup>. Понятно, что такие грузовые рейсы, если имеется в виду применение электроракет (вероятно, беспилотных), должны будут осуществляться между низколежащей орбитой спутника Земли и орбитой спутника Луны<sup>4)</sup>. Кстати сказать, именно такая схема полета будет типичной для

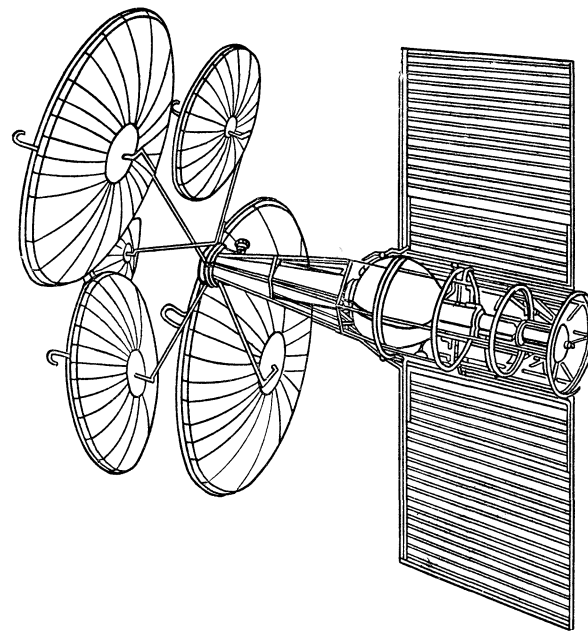
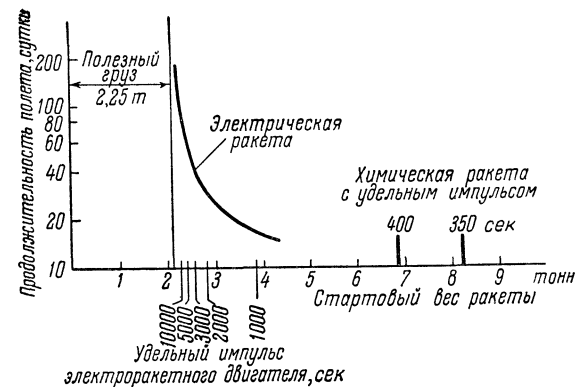


Рис. 150. Полет к «суточной» орбите (с орбиты на высоте 240 км). Так изменяются стартовый вес и продолжительность полета ракеты с данным полезным грузом в зависимости от удельного импульса электроракетного двигателя (Astronautics, № 10, 1959). Внизу показан рисунок спутника с электродуговым ракетным двигателем по проекту фирмы Авко (США); двигатель работает на аммиаке и предназначен для перевода спутника на «суточную» орбиту (Astronautics, VII, 1961).

<sup>1)</sup> Aviation Week, 30. I. 1967.

<sup>2)</sup> Aviation Week, 28. III. 1966, стр. 103.

<sup>3)</sup> J. Spacecraft, IX—X, 1965, т. 2, № 5, стр. 669.

<sup>4)</sup> AIAA Journal, II, 1963.

космических электроракет. Доставка грузов с Земли на первую, околоземную орбиту и со второй, окололунной орбиты на Луну должна производиться с помощью термохимических ракетных двигателей.

Точно так же и в любом межпланетном полете электроракетные двигатели малой тяги будут всегда сотрудничать с термохимическими или ядерными двигателями большой тяги (или с теми и другими вместе<sup>1)</sup>), которые будут использоваться на участках взлета и посадки, т. е. между планетой и низкой планетоцентрической орбитой. Зона действия электроракетных двигателей — гелиоцентрический участок полета. Кстати сказать, анализ межпланетных траекторий такого рода с целью получения максимального полезного груза очень не прост и выполняется с помощью трудоемких расчетов на электронных машинах<sup>2)</sup>.

Электроракетные двигатели лунных грузовых ракет также должны рассчитываться, очевидно, из условия обеспечения максимально возможного полезного груза. Продолжительность полета не играет, очевидно, большой роли и составит примерно два месяца, точнее, 52 дня ( $4,5 \cdot 10^6$  сек). Если полезный груз равен 100 т при полной массе ракеты при взлете с околоземной орбиты 136 т, то остальные 36 т распределятся следующим образом: 19 т — масса энергетической установки и 17 т — масса рабочего вещества. Конечная (характеристическая) скорость составляет всего 8 км/сек; такая небольшая величина расширяет диапазон выбора оптимального удельного импульса (как показывает теория, чем больше конечная скорость, тем важнее выдержать точное значение удельного импульса); в данном случае принято значение скорости истечения 60 км/сек (удельный импульс примерно 6100 сек). Тяга двигателя равна 19,7 кГ, мощность ракетной «электростанции» 5700 квт, расход рабочего вещества 3,22 г/сек, начальное ускорение ракеты  $1,45 \cdot 10^{-4}$  g. После отделения груза ракета возвращается к Земле, на исходную орбиту, примерно за 8 дней.

Интересно, что если бы принять в расчете скорость истечения не 60 км/сек, что близко к оптимальному зна-

чению, а 100 км/сек, то полная взлетная масса ракеты составила бы 146 т (вместо 136); масса энергетической установки 35 т (вместо 19), масса рабочего вещества 11 т (вместо 17). Сила тяги равнялась бы 21,2 кГ, мощность 10 500 квт, расход рабочего вещества 2,08 г/сек. Таким образом, увеличение удельного импульса приводит, как и следовало ожидать, к уменьшению расхода рабочего вещества, но к возрастанию массы силовой установки и ее мощности. Относительный вес полезного груза уменьшится при этом на 5% ( $c \frac{100}{136} = 0,735$  до  $\frac{100}{146} = 0,685$ ), так как новое значение удельного импульса отличается от оптимального (ему соответствует начальный вес ракеты 135 т).

При переходе ко все более дальним и длительным полетам эффективность электроракет неизменно возрастает. Это можно видеть, например, по проекту ракеты для полета на Марс. По-прежнему, конечно, такой полет должен совершаться от орбиты спутника Земли к такой же орбите вокруг Марса. Полное время работы двигателя ракеты при полете по маршруту Земля — Марс — Земля будет несколько меньше двух лет (точнее, 1,6 года или  $5 \cdot 10^7$  сек).

Уже сейчас наиболее целесообразным ученые считают полет космонавтов к Марсу или Венере именно с помощью электроракетных двигателей, питающихся от ядерной энергоустановки<sup>1)</sup>. Особенно выгодно применение таких межпланетных кораблей совместно с ракетой-носителем с ядерным ракетным двигателем<sup>2)</sup>.

Кстати сказать, продолжительность полета, хотя это и кажется на первый взгляд парадоксальным, в этом случае мало зависит от ускорения, создаваемого двигателем, и, следовательно, от его тяги. О причинах этого интересного явления будет подробнее сказано в гл. 10. Поэтому сила тяги может быть небольшой; она принята в этом примере равной 46,8 кГ, что соответствует начальному ускорению  $1,06 \cdot 10^{-4}$  g для корабля со взлетной массой 435 т. Из этой массы полезный груз (предполагается наличие экипажа) составляет 150 т (34,5% взлетной массы!

<sup>1)</sup> AIAA Paper, 1967, № 67—52.

<sup>2)</sup> Экспресс-инф. «Астронавтика и ракетодинамика», 24. I. 1968, № 4, стр. 25.

<sup>1)</sup> Интервью К. П. Феоктистова журналу «Авиация и космонавтика», I, 1968, № 1.

<sup>2)</sup> «Ракетная техника и космонавтика», VII, 1967, т. 5, № 8, стр. 140; Атомная техника за рубежом, 1969, № 6.



Недосягаемая мечта для термохимических ракет), масса силовой установки 93 т и рабочего вещества 192 т (это вещество будет расходоваться в количестве всего 3,83 г/сек). Энерговооруженность корабля составляет 0,3 квт/кг, мощность силовой установки 27 900 квт. Скорость истечения избра-

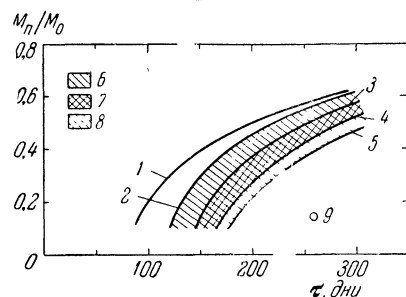


Рис. 151. Величина полезного груза марсианского корабля в зависимости от длительности полета. В расчете принят удельный вес комплектной электросиловой установки 4 кг/квт.  $M_p/M_0$  — относительный полезный груз (доля полезного груза во взлетной массе ракеты);  $\tau$  — длительность полета.

1 — предельная кривая для электроракеты при непрерывном оптимальном регулировании величины удельного импульса и отсутствии потерь, 2 — то же, но при постоянной величине удельного импульса, 3 — то же, но с учетом к. п. д. электроракетного двигателя, 4 — то же, но с учетом к. п. д. преобразователя энергии энергоустановки, 5 — то же, но для реального случая с учетом массы электроракетного двигателя, 6 — потеря энергии в двигателе, 7 — потери в преобразователе, 8 — потери, вызванные массой двигателя, 9 — значение, соответствующее совершенной термохимической ракете (Journal of the British Interplanetary Society, 1964, т. 19, стр. 319).

Если же пойти на некоторое уменьшение полезного груза, то можно значительно сократить длительность полета, как это можно видеть по рис. 151. Но не только в этом преимущество электроракеты — она снимает присущее термохимической ракете ограничение в сроках старта — с ее помощью полет на Марс, да и на другие планеты можно будет начинать в любое время, а не только в узенькие

сроки истечения избранной равной 120 км/сек (оптимальное значение), т. е. удельный импульс равен 12 200 сек. В подобном межпланетном полете, характеризуемом большой конечной скоростью корабля (72 км/сек), даже сравнительно небольшое отклонение от оптимальной величины удельного импульса недопустимо, так как приводит к существенному уменьшению полезного груза. Корабль достигнет Марса через 300 дней, обратный полет к орбите Земли (при начальном ускорении  $1,4 \cdot 10^{-4} g$ ) займет 260 дней. Следовательно, в отношении продолжительности полета такая ракета будет немногим отличаться от термохимической, намного превосходя ее в отношении полезного груза.

«стартовые окошки»<sup>1)</sup>. Была бы только нужная скорость!

Возможности полета обитаемого электрического межпланетного корабля на Марс привлекают в настоящее время особо большое внимание ученых, и этой теме посвящены многочисленные исследования — ведь, по существу, это наиболее реальная возможность такой межпланетной экспедиции! Пожалуй, стоит рассказать в некоторых деталях о том, как именно выглядит такой полет по двум из опубликованных в зарубежной печати работам<sup>2)</sup> — в одном случае полет планируется на 1981 г., в другом, в несколько более совершенном варианте, на 1986 г. Эти сроки считаются большинством зарубежных специалистов вполне реальными. В обоих случаях марсианский корабль собирается на околоземной орбите на высоте 500 км; ручная стыковка на орбите советских космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5», осуществленная в 1969 г., и двукратная автоматическая стыковка советских спутников («Космос-186» — «Космос-188» и «Космос-212» — «Космос-213») дают все основания для того, чтобы ориентироваться на такую сборку на орбите. Несколько современных мощных ракет-носителей (в проектах имеются в виду ракеты «Сатурн-5», о которых говорилось выше, в гл. 2) доставляют с Земли на орбиту все необходимые части корабля. Наконец, все готово, корабль собран и оснащен. Запускается его ядерный ракетный двигатель (типа «Нерва-2» — о нем рассказывалось в гл. 3), который разгоняет корабль до второй космической скорости. Конечно, и эту работу можно было бы возложить на электроракетные двигатели, но применение ядерного двигателя на этом этапе гораздо выгоднее — он обеспечивает быстрое пересечение опасного радиационного пояса Земли, что уменьшает необходимую противорадиационную защиту корабля и, значит, его вес, а также сильно сокращает общую длительность полета. Как только достигается вторая космическая скорость, ядерный двигатель останавливается и включается электроракетный; в исследованиях принят ионный двигатель с ядерной реакторной термоионной энергоустановкой. Этот двигатель работает с постоянной

<sup>1)</sup> Missile/Space Daily, 1965, т. 15, № 24.

<sup>2)</sup> AIAA Paper, I, 1967, № 67—52.

тягой (не самый выгодный вариант, как отмечалось выше) в полете по гелиоцентрической орбите вокруг Солнца. Затем следует участок дрейфа с остановленным двигателем, снова включается ионный двигатель, осуществляющий выход к орбите Марса и спиралевидное снижение (подробнее об этом рассказано в гл. 10) до близкой околомарсианской «орбиты ожидания». Еще до того, как достигается эта орбита, от корабля отделяется «марсианский посадочный модуль», снабженный термохимическим ракетным двигателем и всем необходимым для пребывания двух-трех членов экипажа на Марсе в течение 30—40 суток.

За это время оставшиеся члены экипажа проводят необходимые регламентно-ремонтные работы по ионному двигателю и всем системам корабля. Взлетевший с Марса «посадочный модуль» стыкуется на «орбите ожидания» с кораблем, и все происходит в обратном порядке — ионный двигатель по спирали удаляет корабль от Марса, затем движет его по гелиоцентрической орбите и приближает к Земле с переходом на геоцентрическую «орбиту ожидания» на высоте примерно 100 000 км, т. е. вне опасного радиационного пояса. Здесь происходит встреча и стыковка с прибывшей с Земли термохимической ракетой, осмотр и дезинфекция (биологическая и радиоактивная) экипажа, а затем ракета, взяв с собой экипаж, возвращается на Землю. Вот каковы некоторые данные расчетов этого полета:

| Дата полета  | 1981 г.        | 1986 г.          |
|--|----------------|------------------|
| Взлетная масса корабля с околоземной орбиты, кг . . . . .                | $8 \cdot 10^5$ | $3,9 \cdot 10^5$ |
| Общая длительность полета, дни . . . . .                                 | 792            | 476              |
| Общая продолжительность работы электроракетного двигателя, дни . . . . . | 523            | 306              |
| Удельный импульс, сек . . . . .  | 5 800          | 8 000            |
| Мощность ядерной энергоустановки, Мвт . . . . .                          | 8              | 20               |
| Тяга электроракетного двигателя, кг . . . . .                            | 20             | 43,5             |
| Число членов экипажа . . . . .   | 6              | 4                |
| Масса марсианского «посадочного модуля», кг . . . . .                    | 30 400         | 57 000           |

Схематически внешний вид корабля (после сборки на орбите) показан на рис. 152; его диаметр равен 10 м. Полезный груз (кабина экипажа и пр.) размещен за показанным на рисунке ионным двигателем.

Каково решающее превосходство электроракеты в величине полезного груза для любого космического полета, если характеристическая скорость велика, можно видеть и по такому примеру. Пусть нужно увеличить скорость движения ракеты от 1-й космической до 2-й космической, т. е. от круговой (орбитальной) до скорости отрыва (параболической). Это — классический случай старта межпланетного корабля с орбиты спутника Земли. Если такой разгон осуществляется с помощью термохимического ракетного двигателя верхней ступени ракеты «Атлас — Центавр», работающего на жидком водороде и жидком кислороде, то величина полезного груза составит примерно 650 кг. Если же на этой ракете установить два цезиевых ионных двигателя с электростанцией «СНАП-8» (удельный импульс 6000 сек, расход цезия 200 кг), то величина полезного груза возрастет до 2270 кг, т. е. в 2,5 раза.

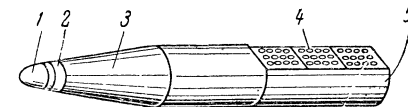


Рис. 152. Схематический внешний вид электроракетного марсианского межпланетного корабля.

1 — ядерная энергоустановка, 2 — радиационная защита, 3 — первичный радиатор, 4 — ионный электроракетный двигатель, 5 — вторичный радиатор (АИАА Paper, 1967, № 67—52).

Уже в этом примере, как и в случае полета на Марс, преимущества электроракеты поражают воображение. При более дальних межпланетных полетах эти преимущества быстро увеличиваются, в частности, становится намного меньше и длительность полета (например, до Сатурна 2,5 года вместо 6,5 лет). Очень скоро достигается такой рубеж, который термохимическими ракетами вообще не может быть взят, — за ним лежит область фактически монопольного «владения» электроракет. Ведь только им под силу «поднять скорость межпланетных полетов до сотен километров в секунду»<sup>1)</sup>.

Это может быть проиллюстрировано, например, случаем полета автоматического космического разведчика за пределы Солнечной системы (т. е. за орбиту Плутона). Конечная (характеристическая) скорость в таком полете

<sup>1)</sup> Из статьи проф. В. Петровича в «Экономической газете», 4 ноября 1964 г., № 45, стр. 15.

составит 160 км/сек. Для ракеты со взлетной массой 16 т, из которых полезный груз составляет 1 т, мощность электроракетного двигателя должна равняться 1900 кВт, масса его 6,2 т и масса рабочего вещества 8,8 т. Такая электроракета совершит весь путь до апогея (точки максимального удаления от Земли), равный 6 млрд. км, за 3 года. Для термохимической ракеты аналогичный полет по наимыгоднейшему полуэллиптическому маршруту длился бы 45 лет. Но главное даже не это. Скорость истечения газов из двигателя должна составлять в этом случае 42 км/сек, что намного превышает предельные возможности таких двигателей. Для нашей электроракеты скорость истечения должна составлять 200 км/сек, что вполне реально (обратите внимание на возрастание оптимальной скорости истечения в этом случае). Вот что значит перейти «барьер удельного импульса»!

Пока еще рано устанавливать четкую «специализацию» различных типов электроракетных двигателей, хотя, как указывает зарубежная печать, в США уже существует острая конкуренция между ионными и плазменными двигателями, подобно такой же «битве» жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей.

В будущем, надо полагать, из большого числа всевозможных электроракетных двигателей, как уже созданных, так и тех, которые еще, несомненно, будут созданы (рис. 153), для каждого данного назначения будет избран наивыгоднейший. Так, например, само собой разумеется, что решающей может оказаться величина необходимого удельного импульса. В частности, для полетов с малой величиной характеристической скорости и соответственно относительно малым оптимальным удельным импульсом (порядка несколько тысяч сек), например на спутниках Земли, лунных ракетах и др., может быть использован практически любой тип электроракетного двигателя, в том числе электротермические и плазменные двигатели. В тех же случаях, когда необходимо высокое значение удельного импульса (порядка 10 000 сек и более), например, для дальних межпланетных рейсов, эти двигатели, по-видимому, не подойдут, и более вероятно использование электростатических (ионных) двигателей. Впрочем, эти двигатели с меньшим значением удельного импульса с успехом применяются и для спутников Земли, как отмечалось выше.

Для многих целей подойдут двигатели разных типов, но при этом будут обеспечиваться различные характеристики. Так, в общем можно считать, что когда могут быть применены и электротермические, и ионные двигатели, то в первом случае продолжительность разгона ракеты будет

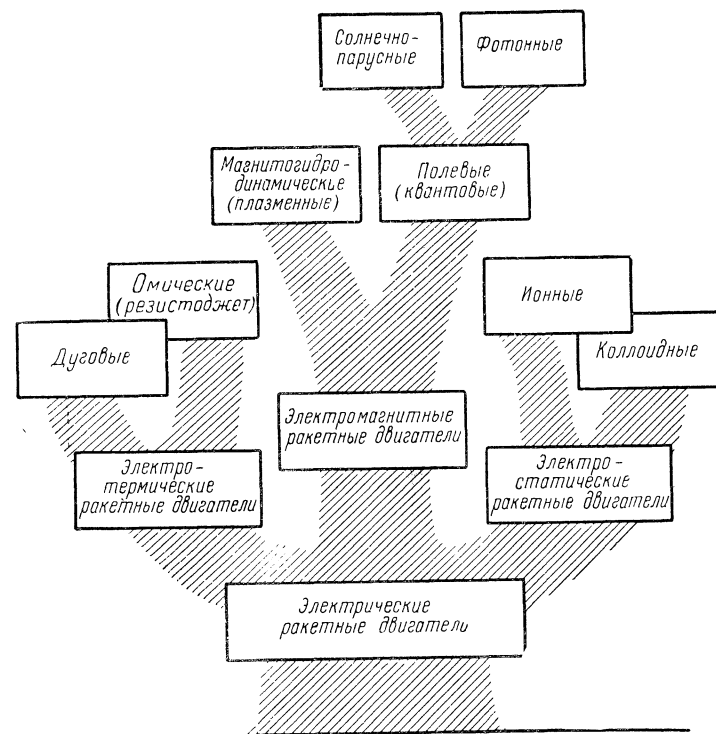


Рис. 153. «Генеалогическое дерево» электроракетных двигателей (деление по источнику энергии не указано).

существенно меньше, но во втором окажется меньшей взлетная масса ракеты с тем же полезным грузом. Так, например, полет к Марсу с помощью электродугового двигателя с удельным импульсом 1500—2000 сек может длиться 250—260 дней, а доля полезного груза составит 30%, тогда как в случае ионного двигателя с импульсом 4000 сек длительность полета возрастет до 300 дней, но увеличится и полезный груз — до 50%. Это

бы между термохимическими и ионными. В свою очередь плазменные находятся между электротермическими и ионными. Это касается и возможной величины тяги—у электротермических двигателей она может быть во много раз большей, чем у ионных. Кратковременно электротермические двигатели могут развивать еще значительно большие

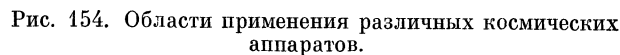
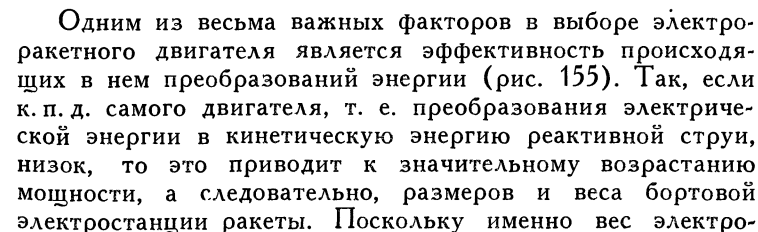


Рис. 155. Преобразование энергии в электроракетных двигателях



<sup>1)</sup> Рис. 154 составлен по различным опубликованным данным (Die Technik, XII, 1966, № 12, стр. 766; Space/Aeronautics, I, 1964, стр. 166; ETZ, 22. IV. 1963; Luftfahrttechnik, 10. I. 1961, № 1, стр. 16 и др.) и собственным представлениям автора.



станции является основным в общем весе электроракетной двигательной установки, то к. п. д. двигателя может оказаться решающим при выборе типа двигателя для применения на ракете данного назначения.

Необходимость оптимального выбора касается и «электростанций», питающей двигателя ракеты. Когда мощность невелика, например, для целей коррекции орбиты высоколетящих спутников Земли, то могут быть использованы такие установки, как атомные радиоизотопные генераторы, солнечные фотоэлектрические батареи, топливные элементы. Но при больших мощностях в тысячи киловатт (по мнению ряда зарубежных авторов, уже через 10 лет понадобятся мощности до 20 мегаватт), вероятно, единственно возможными будут атомные реакторы с преобразователем энергии того или иного типа. Солнечные энергостанции окажутся непригодными и при меньших, еще доступных для них мощностях в тех случаях, когда полет будет осуществляться в зоны космоса, сильно удаленные от Солнца.

По высказываниям зарубежных ученых, осуществление межпланетного пилотируемого полета на Марс на электрическом космическом корабле (с термохимическим или ядерным носителем) считается возможным в конце семидесятых гг. или, более реально, в середине восьмидесятых гг.<sup>1)</sup>

Конечно, при проектировании электрических космических ракет должны приниматься во внимание, помимо указанных выше, и многие другие факторы, такие, как характеристики рабочего вещества — энергетические (это требует, кстати сказать, детального изучения свойств многих веществ при высоких температурах), эксплуатационные и др., степень изученности и отработанности отдельных элементов двигательной установки, технологические особенности, применяемые конструкционные материалы, влияние воздействий космического пространства и пр. Так, например, полет на высотах, соответствующих большой интенсивности излучения земных радиационных поясов, требует принятия специальных мер экранирования аппаратуры и ряда элементов ракеты, не говоря уже об экипаже; вес необходимой экранировки может исключить поэтому применение двигателей чрезмерно малой тяги с соответ-

ственно малым ускорением ракеты и большой продолжительностью полета в опасной зоне. Чтобы проиллюстрировать диапазон требующих учета факторов, можно привести другой пример. В случае применения турбогенераторных преобразователей энергии наличие вращающихся машинных частей (ротора) со значительным моментом инерции сильно усложняет проблему динамической стабилизации летательного аппарата, что может даже исключить возможность применения таких установок, в частности, на космических обсерваториях.

В разработанных до настоящего времени предварительных проектах электроракетных космических аппаратов не все соображения принимаются, естественно, во внимание, это — дело будущих более детальных проектных разработок. Пока еще число имеющихся проектов невелико, но оно быстро возрастает и вместе с тем увеличиваются детальность проработки проекта и число учитываемых при этом факторов.

Один из первых относительно детально проработанных проектов электроракет известен под названием «Снупер» (1957). Внешний вид космического корабля «Снупер» показан на рис. 156. Он разработан инженерами фирмы Рокетдайн по идеям Штулингера. Эта ракета с ионным двигателем и атомной турбогенераторной силовой установкой представляет собой беспилотный космический разведчик, предназначенный для облета планет на небольшом расстоянии с исследовательскими целями. Стартовая масса ракеты 1500 кг, атомный реактор не экранирован, его масса вместе с турбогенератором, промежуточным теплообменником и двумя двигателями равна примерно 520 кг, масса радиатора примерно 130 кг, запас рабочего вещества (цезия) 100 кг, полезного груза — 680 кг, масса конструкции ракеты составляет остальные 70 кг. Тепловая мощность реактора 1000 квт, электрическая мощность установки 147 квт. Реактор работает на быстрых нейтронах (продолжительность работы до отравления продуктами деления 1 год), охлаждается натрием, который передает тепло ртути в промежуточном теплообменнике.

После расширения в турбине пары ртути поступают в конденсатор, охлаждаемый расплавленным натрием, который в свою очередь отдает рассеиваемое ракетой тепло в больших радиаторах. Подача цезия, нагреваемого до 40°С (чтобы он хранился в баке в расплавленном состоянии,

<sup>1)</sup> Science News, 22. X. 1966.

так как температура его плавления  $28^{\circ}\text{C}$ ), в ионные двигатели осуществляется под давлением сжатого газа. Испарение цезия в вольфрамовом контактном ионном источнике производится путем его нагрева примерно до  $800^{\circ}\text{C}$ . Суммарная тяга двигателей равна примерно  $150\text{ Г}$ , что обеспечивает начальное ускорение ракеты  $10^{-4}g$ , или примерно  $1\text{ мм/сек}^2$ . Удельный импульс равен  $20\,000\text{ сек}$ , ускорение ионов в тяговой камере (в зазоре  $3\text{ см}$ ) осуществляется электрическим полем напряжением  $27,5\text{ кв}$ .

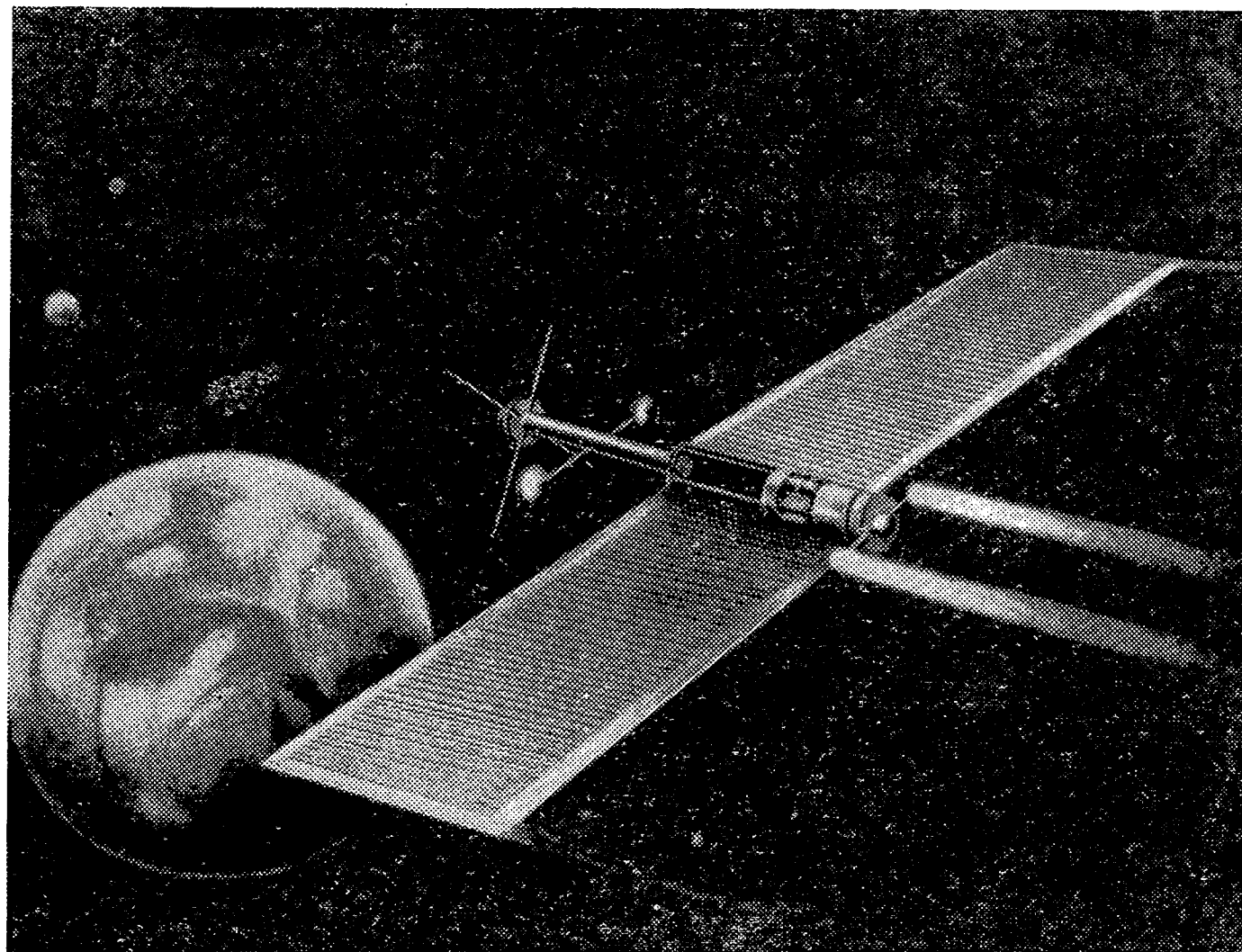


Рис. 156. Автоматический космический ионный корабль «Снупер» для полета на Марс.

Радиаторы должны быть изготовлены из тонкого алюминиевого листа (толщиной порядка  $0,25\text{ мм}$ ); к нему припаяны с интервалами  $50\text{ мм}$  тонкостенные медные трубки диаметром  $6,5\text{ мм}$ , в которых течет охладитель — натрий. Эти трубки расположены параллельно продольной оси ракеты, что позволяет свернуть радиаторы в рулон для их упаковки в защитный контейнер в процессе взлета стартовой ракеты с Земли.

Тонкостенные медные трубки должны быть вначале сплюснутыми и расправляться лишь в момент подачи в

них охладителя под давлением. Поверхность радиатора должна иметь специальное покрытие (возможно, сажевое) для увеличения коэффициента излучения.

О другом проекте ионного корабля сообщил Штулингер в докладе на Международном астронавтическом конгрессе. Стартовая масса этого корабля должна составлять  $600\text{ т}$ , полезная нагрузка  $150\text{ т}$ , путешествие на Марс такого корабля будет длиться  $400\text{ дней}$ . Корабль должен быть снабжен атомной турбогенераторной установкой, подобной описанной выше. Внешний вид корабля приведен на рис. 157.

Аналогичной установкой должна быть снабжена и беспилотная ионная космическая ракета по проекту, разработанному работниками фирмы Томпсон Рамо Вулдридж (США) в  $1959\text{ г}$ .

Авторы проекта произвели сравнение двух беспилотных космических ракет со стартовой массой  $4500\text{ кг}$ , предназначенных для совершения полета с возвращением между орбитами Земли и Марса.

Одна из ракет — с термохимическим двигателем, другая — с работающим на ртути ионным двигателем мощностью  $275\text{ квт}$  и термохимической ступенью для взлета. Полезный груз в обоих случаях равен  $2300\text{ кг}$ , продолжительность полета один год. По данным этого сравнения масса ракетной системы при взлете с Земли составит  $420\text{ т}$  для случая ионной ракеты и  $3630\text{ т}$  — для термохимической ракеты. Если предположить наличие высококалорийного ракетного топлива, типа фтор-гидразин, то соответствующие значения массы будут  $113$  и  $475\text{ т}$ .

Один из методов возможного сочетания атомной энергетической установки с ионной космической ракетой

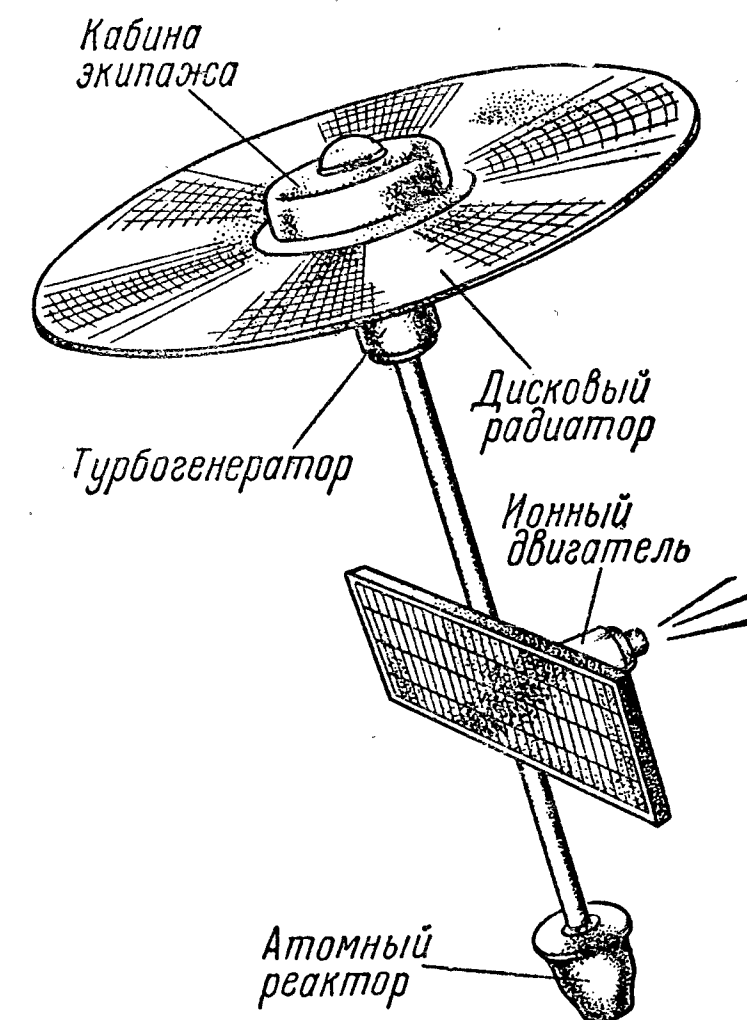


Рис. 157. Обитаемый ионный корабль, по проекту Штулингера (Interavia, X, 1957).

иллюстрирует рис. 158, приведенный по проекту фирмы Локхид (США). В этом случае реактор связан с кораблем коаксиальным кабелем длиной более полутора километров, что устраняет необходимость в тяжелом защитном экране. Масса этой системы по проекту равна 3,5 т.

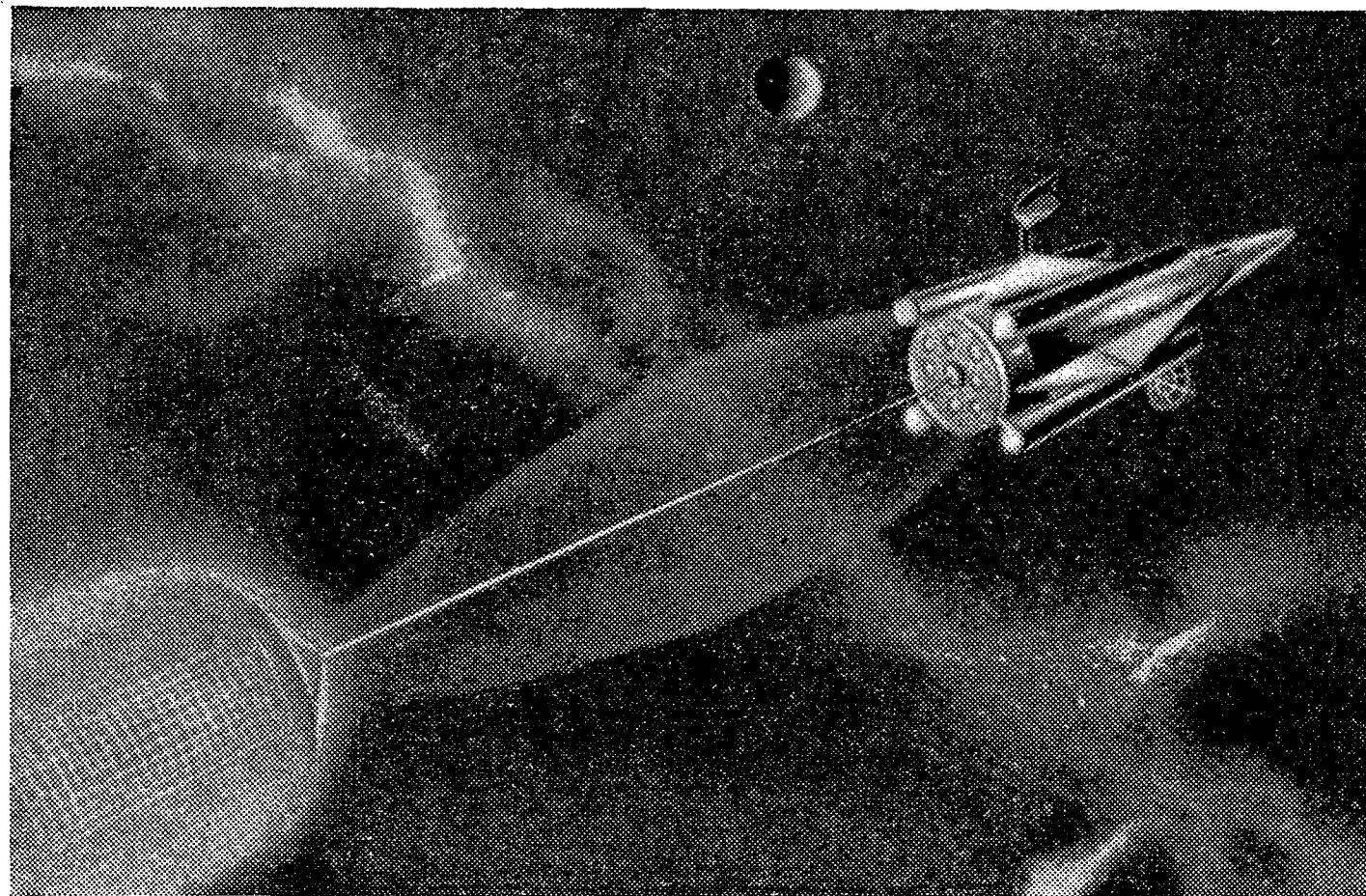


Рис. 158. Обитаемый ионный корабль с буксируемым атомным реактором, снабженным термоионным преобразователем (проект фирмы Локхид) (Aeroplane, 19. XI. 1960).

Одним из наиболее разработанных проектов электрических космических аппаратов с атомной энергоустановкой и ионными двигателями является проект, принадлежащий фирме Дженерал Электрик (США)<sup>1)</sup>. Энергоустановка мощностью 1000 кВт и массой 4 т имеет атомный реактор и 4 турбогенераторных преобразователя. Тепло от реактора отводится жидким литием и передается им в четырех теплообменниках рабочему веществу — жидкому калию, пары которого расширяются в четырех турбинах, приводящих во вращение электрогенераторы. На приводимом рисунке корабля (рис. 159) можно видеть атомный реактор, расположенный в хвостовой части (в левом нижнем углу), затем два радиационных экрана, бак

<sup>1)</sup> Aviation Week, 22. X. 1962.

с жидким литием (он также выполняет функции экрана), 4 турбогенераторных преобразователя, затем цилиндрический резервуар с рабочим веществом для ионных двигателей (например, цезием), радиатор-конденсатор калия в виде веера лопастей (при старте ракеты с Земли они укладываются в контейнер диаметром 1,2 м и длиной 12 м, в котором размещается весь летательный аппарат) и, наконец, кабину для полезного груза на выдвигаемом

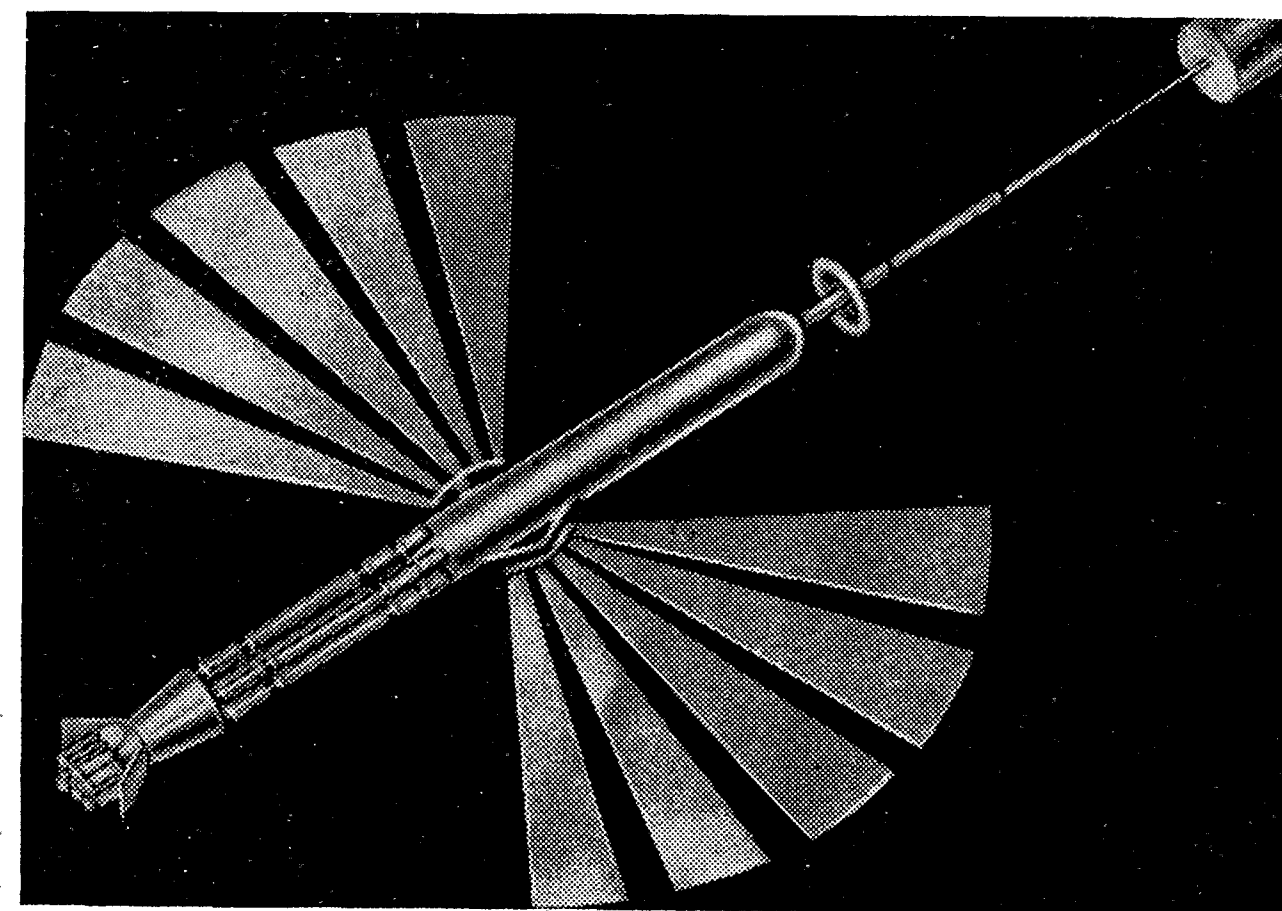


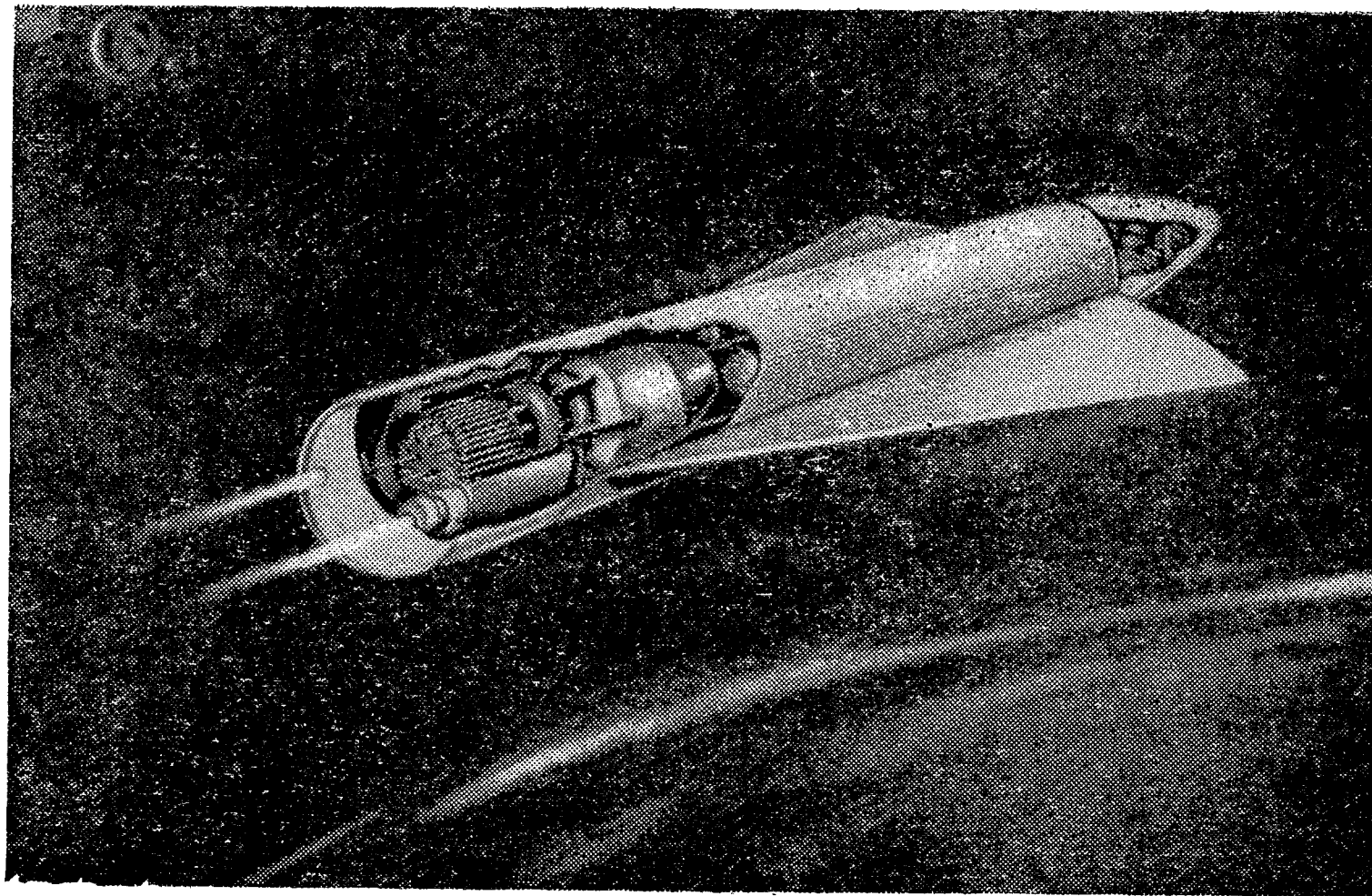
Рис. 159. Космический корабль с реакторной атомной энергоустановкой и турбогенераторными преобразователями (по проекту фирмы Дженерал Электрик, США).

телескопическом стержне. Фирма уже испытывала ряд элементов этой установки.

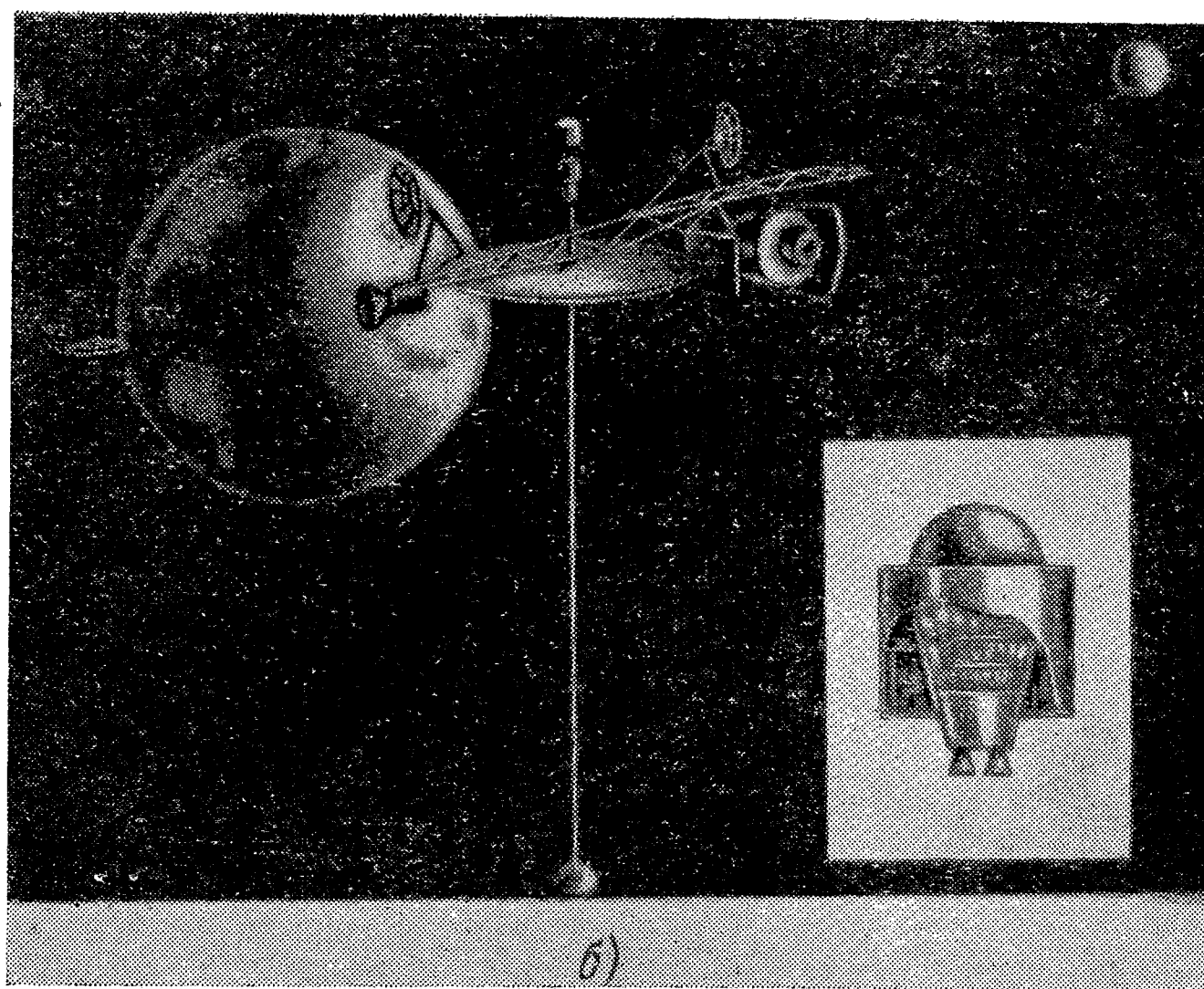
Еще три проекта обитаемых ионных кораблей иллюстрируются рис. 160—162. На рис. 161 показан проект обитаемого ионного корабля с ядерной энергоустановкой, предназначенного для полета на Юпитер; длительность полета должна составить примерно 650 суток. На рис. 162 — проект такого же корабля для полета на Марс.

Из электроракет с другими типами двигателей, помимо ионных, следует указать разрабатываемый в США уже упоминавшийся выше проект «Санфлауэр» с электродуговым ракетным двигателем фирмы Плазмадайн (его мощность равна 1 кВт и тяга не менее 4,5 Г) и





а)



б)

Рис. 160. Проекты обитаемых ионных космических кораблей.

а) По проекту фирмы Рокетдайн (Aeroplane, 27. II. 1959); б) для грузовых перевозок Земля — Луна (Astronautics, I, 1961).

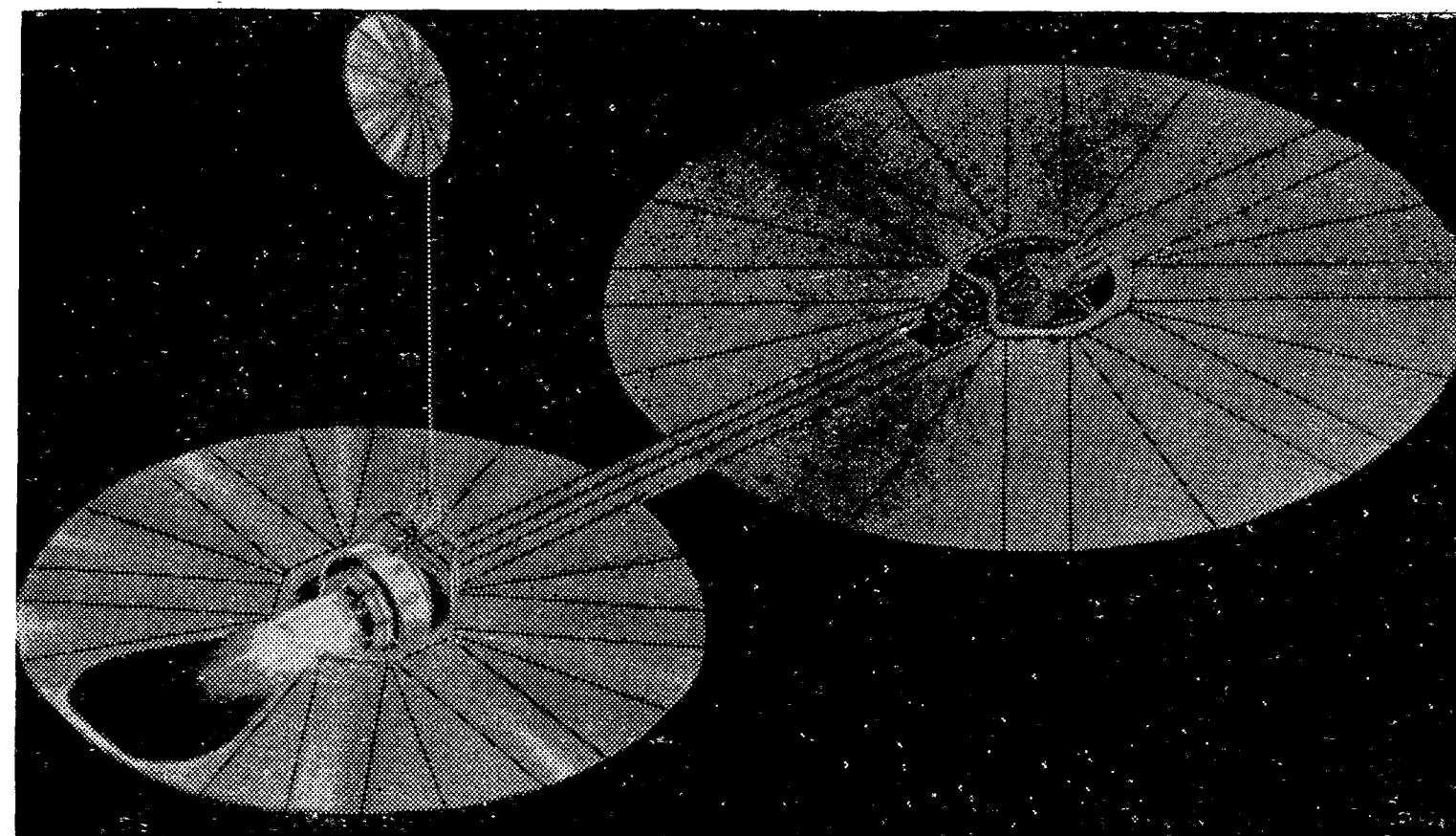


Рис. 161. Рисунок ядерно-ионного космического корабля для полета на Юпитер (Astronautics, VI, 1962, т. 7, № 6, стр. 26).

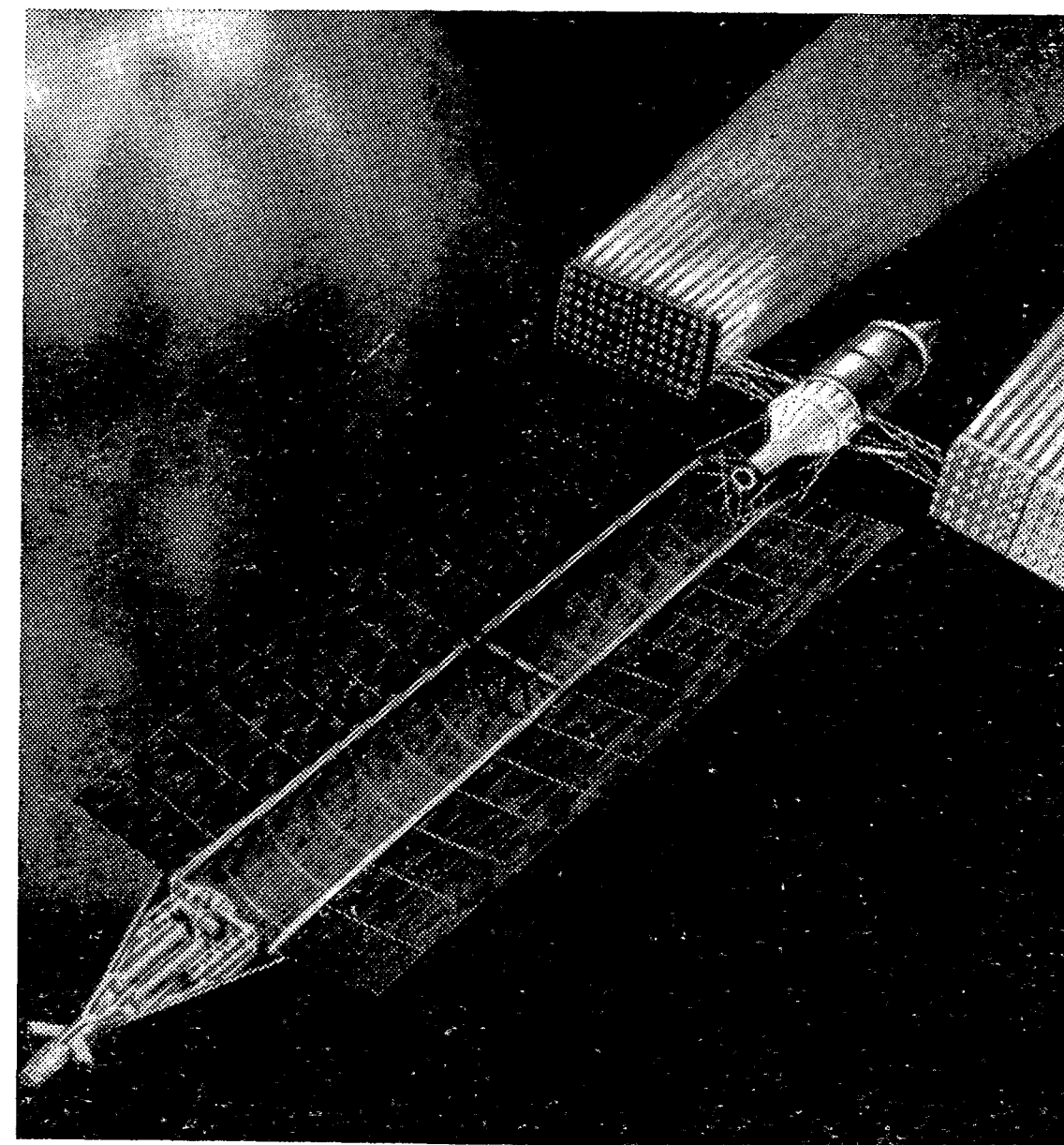


Рис. 162. Рисунок ядерно-электрической ракеты для полета на Марс (Space World, I, 1965).



солнечной электроустановкой. Эта двигательная установка предназначена для стабилизации и ориентировки в пространстве крупных космических летательных аппаратов.

Другой проект ракеты с электродуговым двигателем, находящийся в начальной стадии разработки, показан на

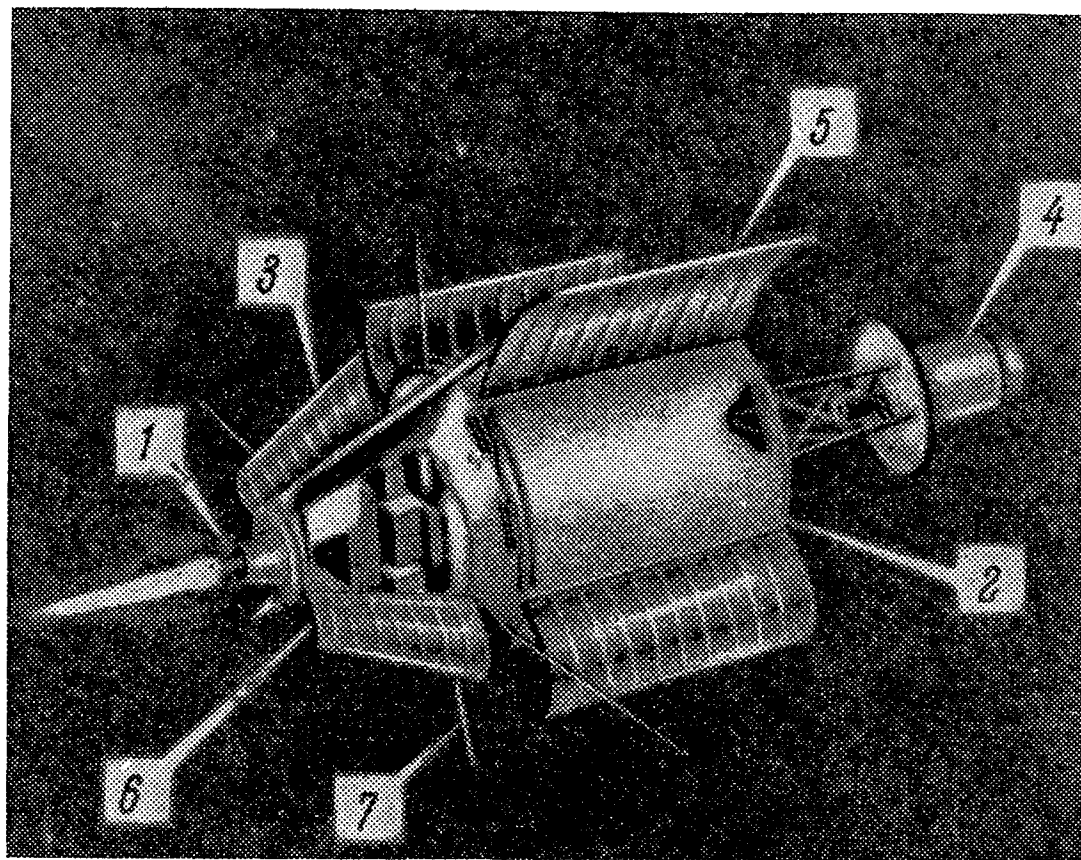


Рис. 163. Автоматическая космическая электро-ракета с дугowym водородным электроракетным двигателем и атомной электросиловой установкой (по проекту фирмы Авко, США).

1 — дуговой электротермический ракетный двигатель; 2 — бак с жидким водородом; 3 — радиатор; 4 — атомная «электростанция»; 5 — ртутный конденсатор-радиатор; 6 — полезный груз; 7 — антенна.

рис. 163. В этом случае питание электродугового двигателя, использующего водород в качестве рабочего вещества, осуществляется атомным турбогенератором, работающим на ртути. Ракета предназначена для полета на большие расстояния.

Французский беспилотный искусственный спутник «Фаэтон», о проекте которого говорилось выше, имеет солнечную поршневую энергоустановку и электротермический двигатель и предназначен для исследовательских полетов в пространстве между Землей и Луной с возможностью изменения орбиты. Масса спутника 300 кг, его полезный груз равен 100 кг. Указывается, что он может быть

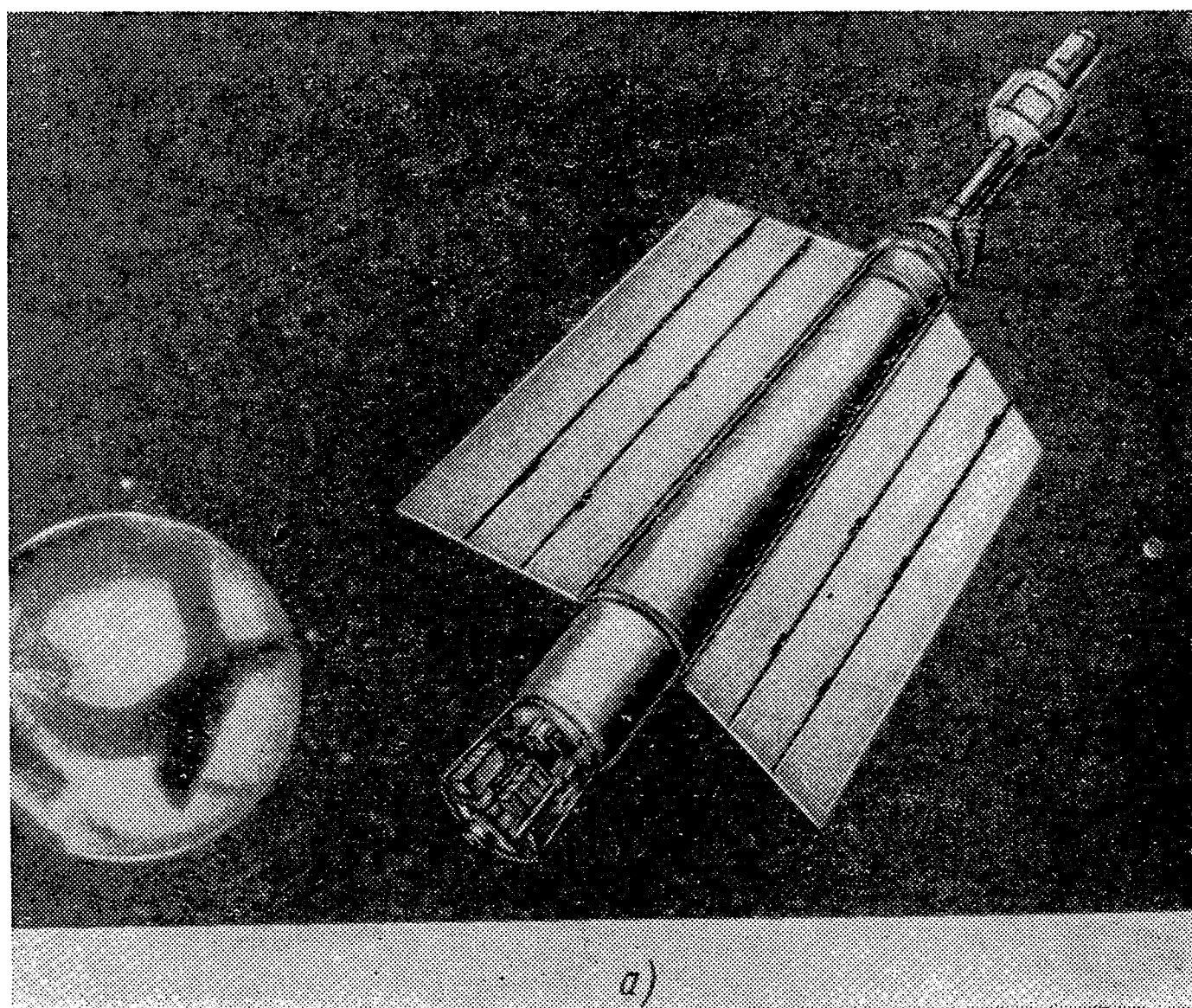
выведен на орбиту с помощью уже имеющихся во Франции ракет.

Фирма Рипаблик Авиэйшн разрабатывает проект атомной электроракеты для полета на Марс с плазменным двигателем пинчевого типа. Внешний вид корабля по этому проекту и схема его силовой установки (ее общая масса примерно 5500 кг) показаны на рис. 164. Применен атомный реактор электрической мощностью 800 кВт с турбогенераторным преобразователем. Общая масса летательного аппарата равна примерно 12,3 т.

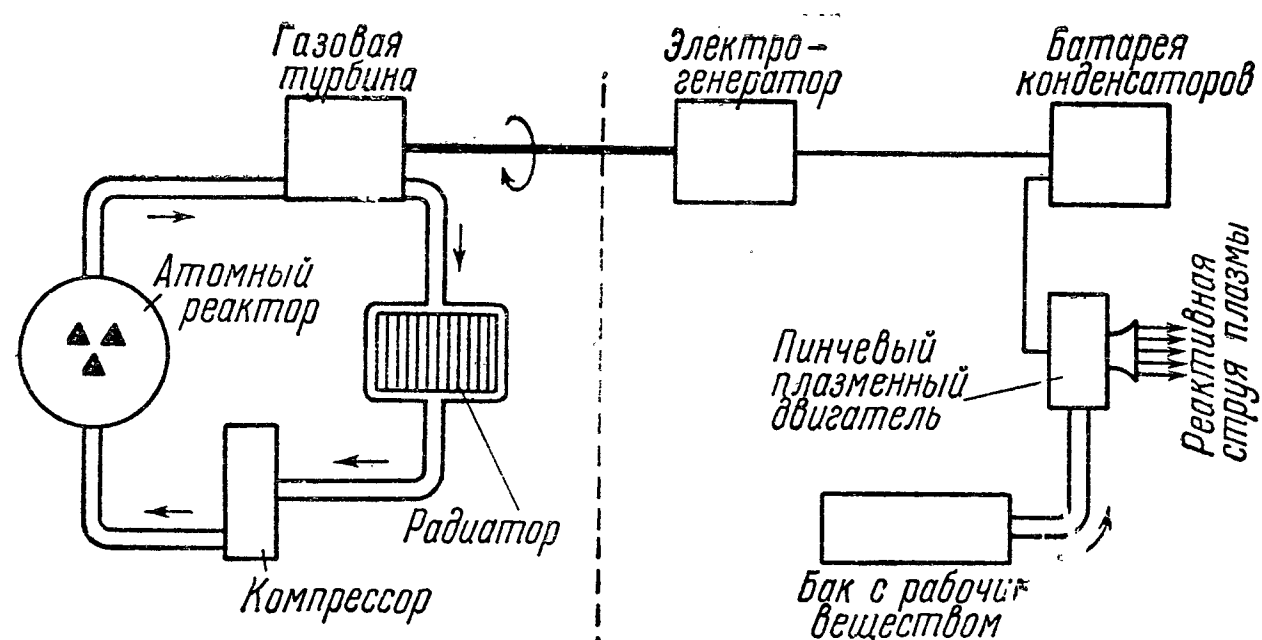
Рис. 165 иллюстрирует различные электроракеты с солнечными силовыми установками, предложенные в США. Автором одной из этих ракет является Крафт Эрике (фирма Конвер), другой — Хебелер и Уайт (фирма Боинг), третьей — с раскладным солнечным коллектором — фирма Локхид. Показан также внешний вид ионной космической ракеты с солнечной энергоустановкой. Эта ракета снабжена своеобразными крыльями, состоящими каждое из 20 параболических зеркал — солнечных коллекторов диаметром по 15 м. В фокусе каждого из них находится котел-испаритель, питающий паром рабочего вещества турбогенераторную установку мощностью 200 кВт, расположенную в основании коллектора. Электроэнергия, генерируемая всеми этими установками, используется в цезиевом ионном двигателе. Ракета рассчитана на 10 пассажиров и 50 т груза и предназначена для полета с орбиты спутника Земли к Марсу в течение примерно 1 года (фирма Арма).

Разработки этой фирмы иллюстрируются также рис. 166. Это гипотетические гелиоэлектроракеты, служащие в данном случае одна — для полета на Марс, другая — для транспортировки на Землю и сжигания в ее атмосфере «мертвых» искусственных спутников, закончивших свою миссию и лишь «засоряющих» космос и мешающих интенсивному движению в нем различных космических летательных аппаратов. Как видно, это относится к более отдаленному будущему; рисунок приводится лишь для иллюстрации того, как представляют себе разные зарубежные авторы электроракеты различного назначения.

В заключение можно упомянуть еще о некоторых космических летательных аппаратах. Хотя они и не являются электроракетами, но и о таких аппаратах шла речь в



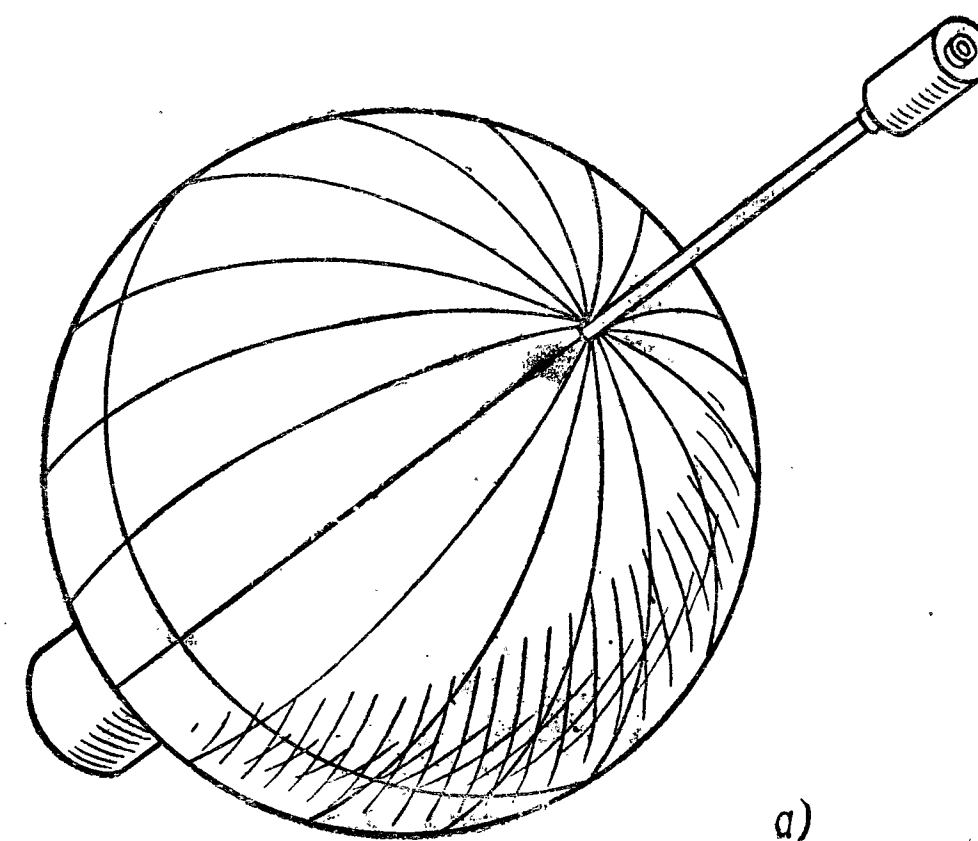
а)



б)

Рис. 164. Космический электроракетный корабль для полета на Марс с плазменным двигателем и атомной энергетической установкой:

а) Внешний вид; б) схема установки (по проекту фирмы Рипаблик, США). Атомный реактор расположен спереди (сверху), плазменный двигатель сзади. «Крылья» корабля представляют собой радиаторы (Missiles and Rockets, 8. VI. 1959).



а)

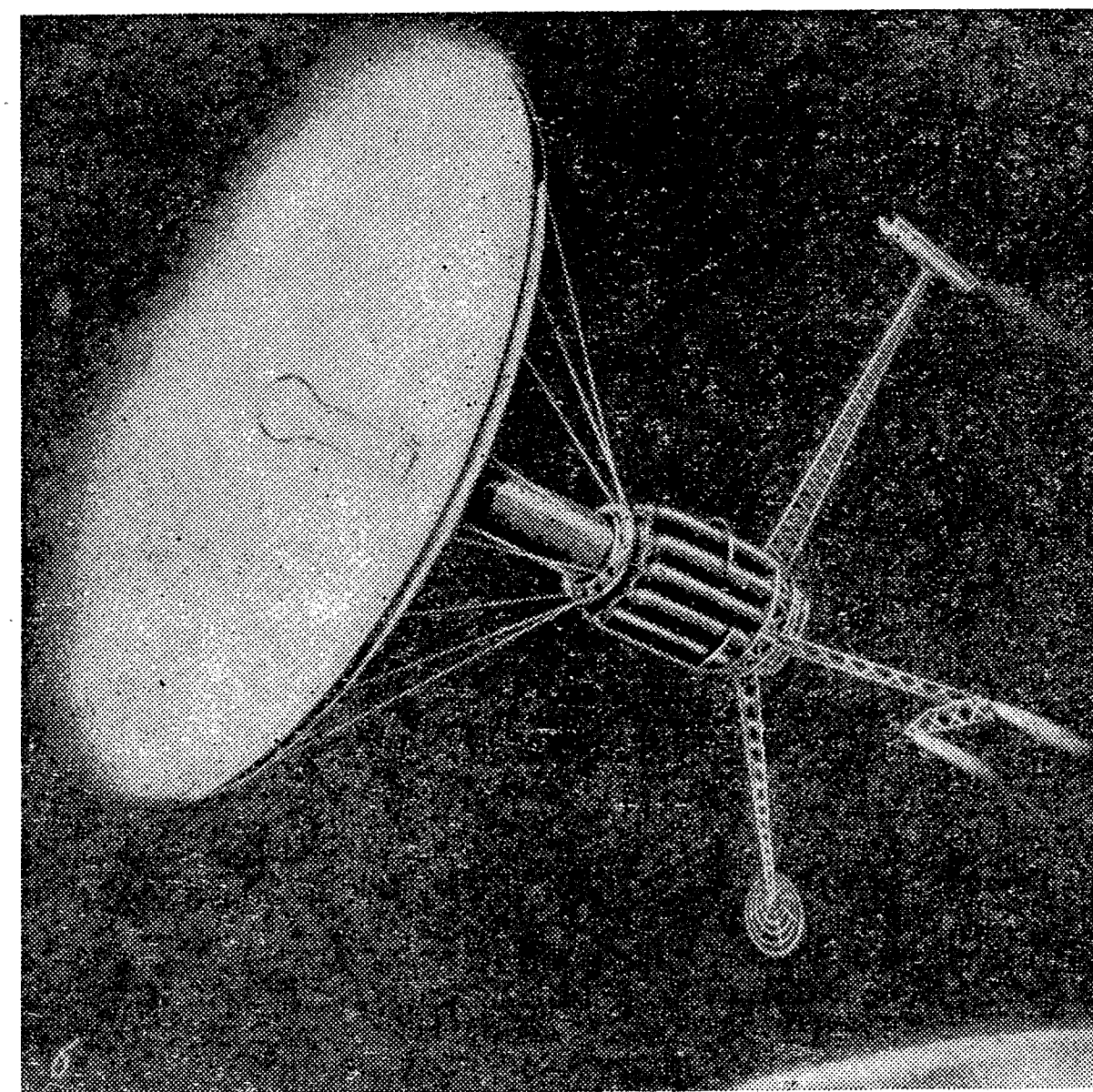


Рис. 165. (а, б). Космические электроракеты с гелиоэлектростанцией.

а) Небольшой автоматический искусственный спутник Земли с солнечной батареей (на надувной сфере диаметром 180 см) весом 67 кг и ионным ракетным двигателем мощностью 300 вт (из доклада Эдвардса и Брауна на конференции Американского ракетного общества 30. IV. 1959); б) ионный космический корабль с гелиотермической энергетической установкой.



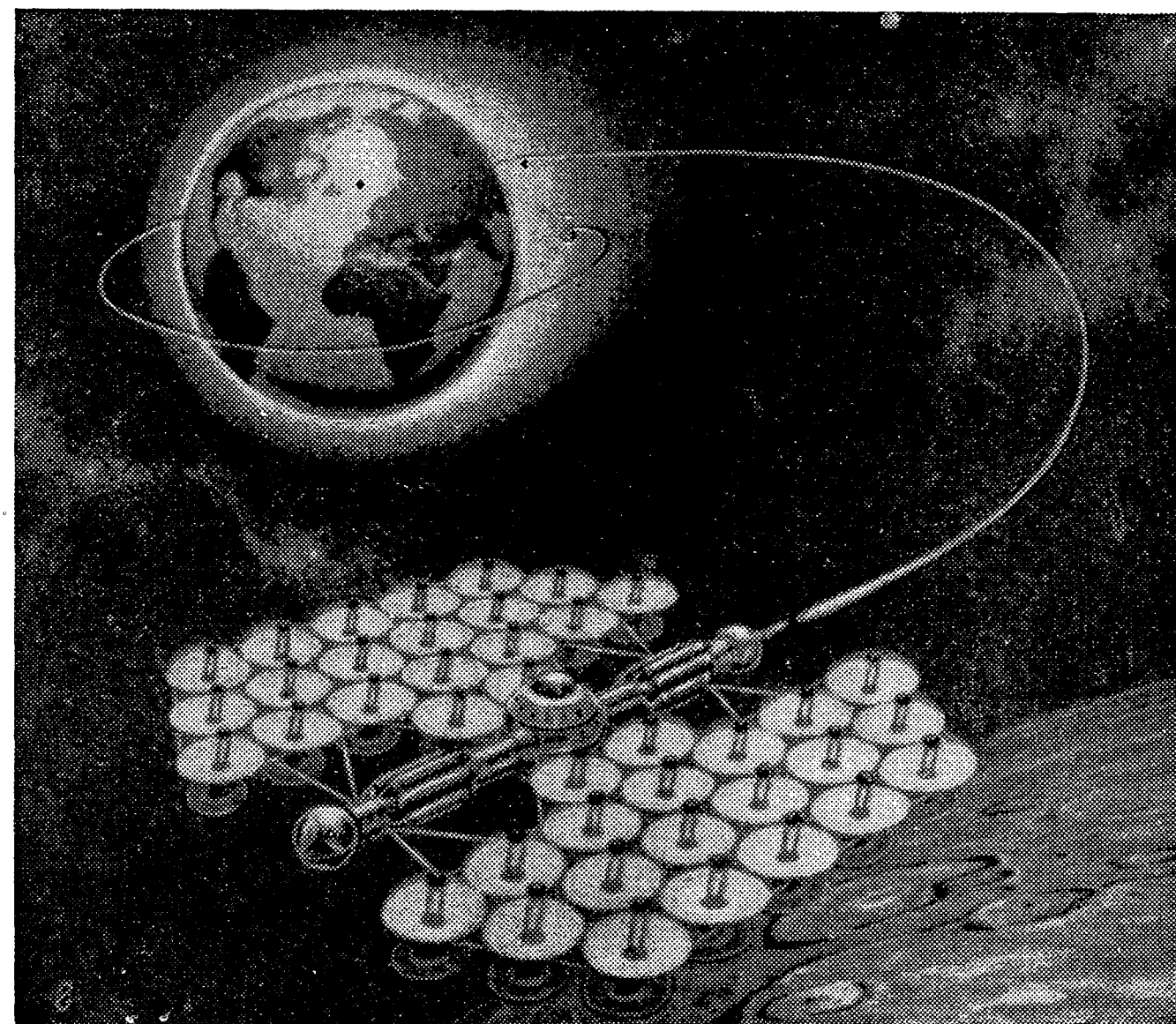
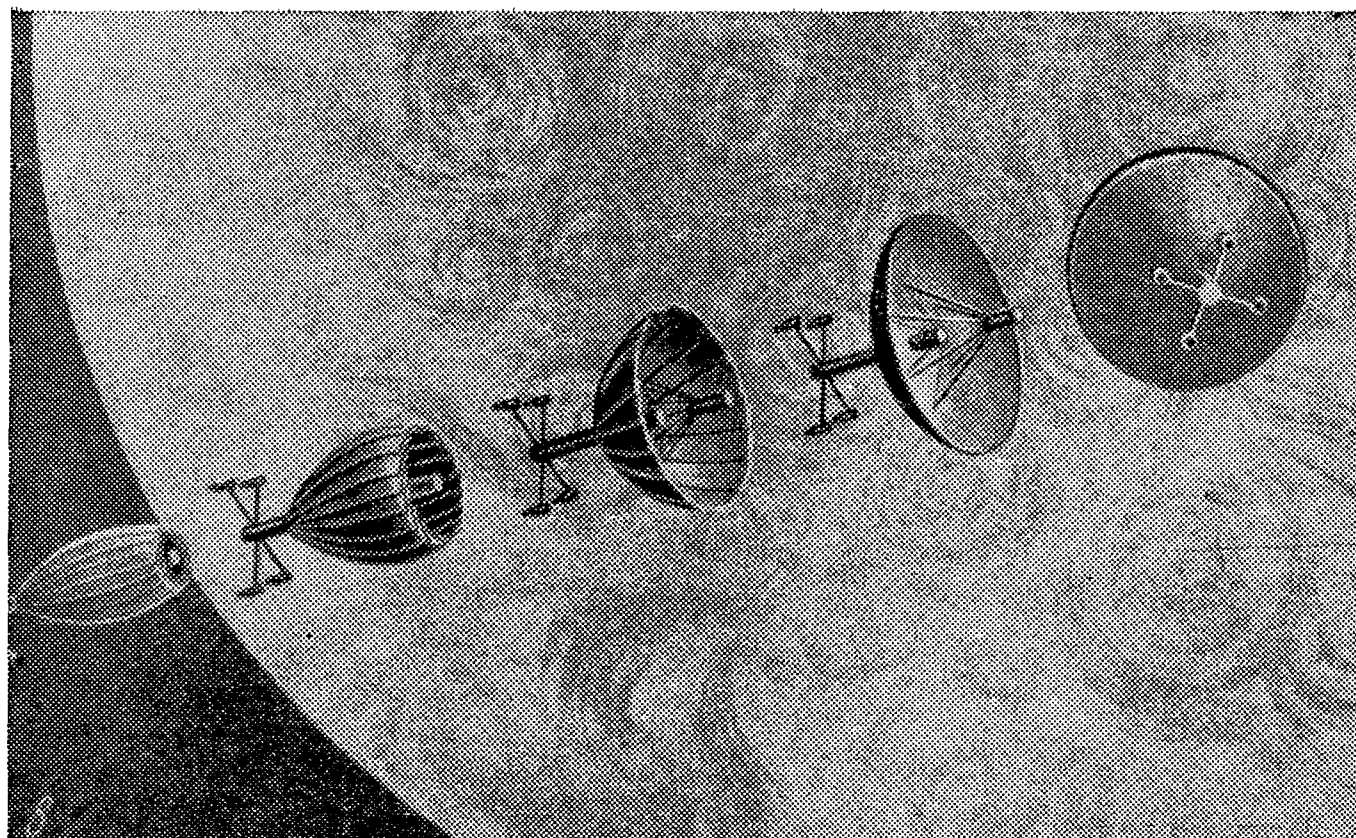


Рис. 165. (е, з). Космические электроракеты с гелиоэлектростанцией:

е) Автоматический космический корабль с термоионным преобразователем солнечной энергии (показано, как раскрывается солнечный коллектор после взлета ракеты); з) ионный космический корабль с турбогенераторными преобразователями солнечной энергии (фирма Арма) (Flight, № 2617, 1959; Aeronautics, X, 1958; Missiles and Rockets, 15. VI. 1959 и 29. II. 1960; Astronautics, VI, 1962).

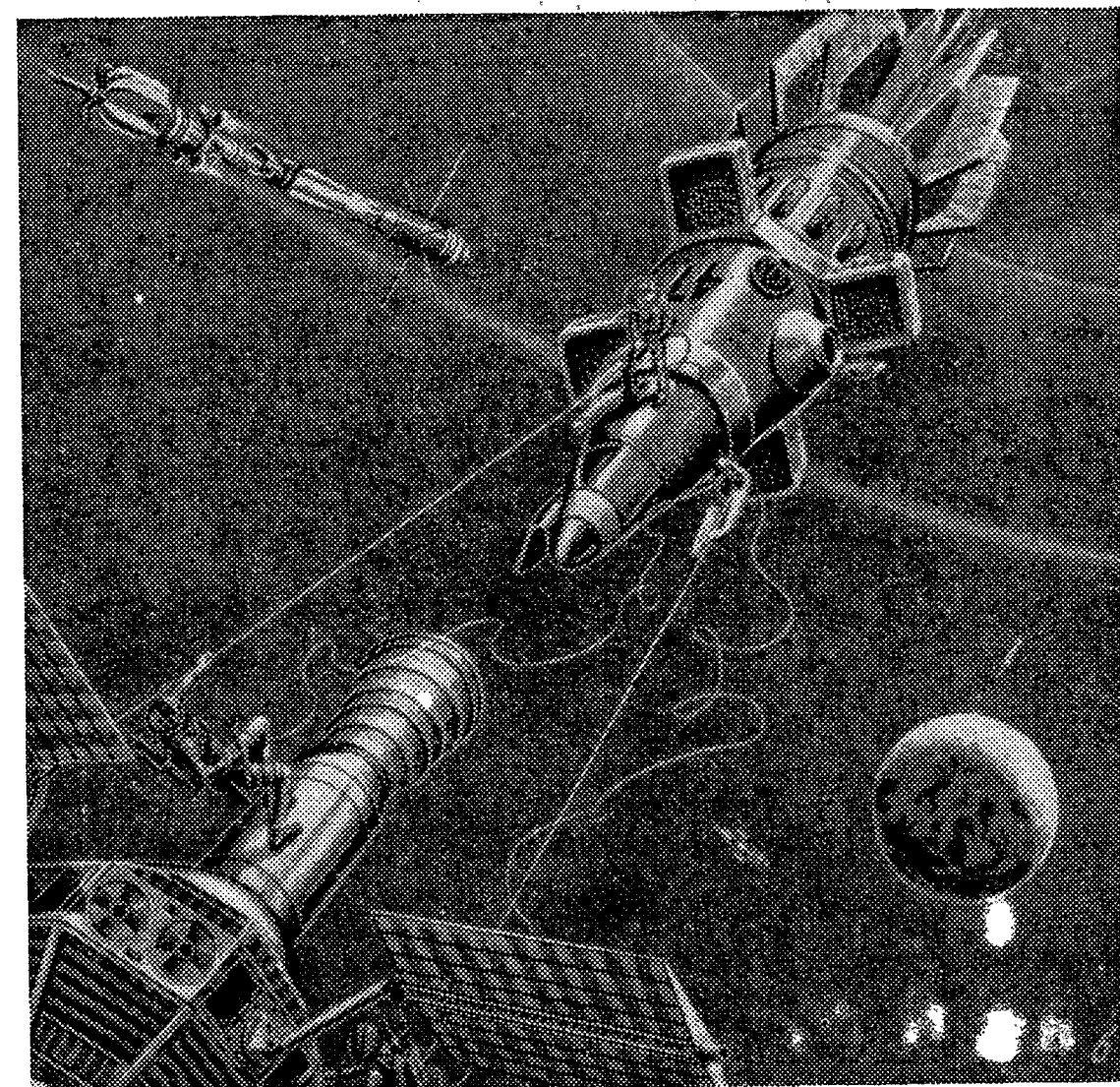
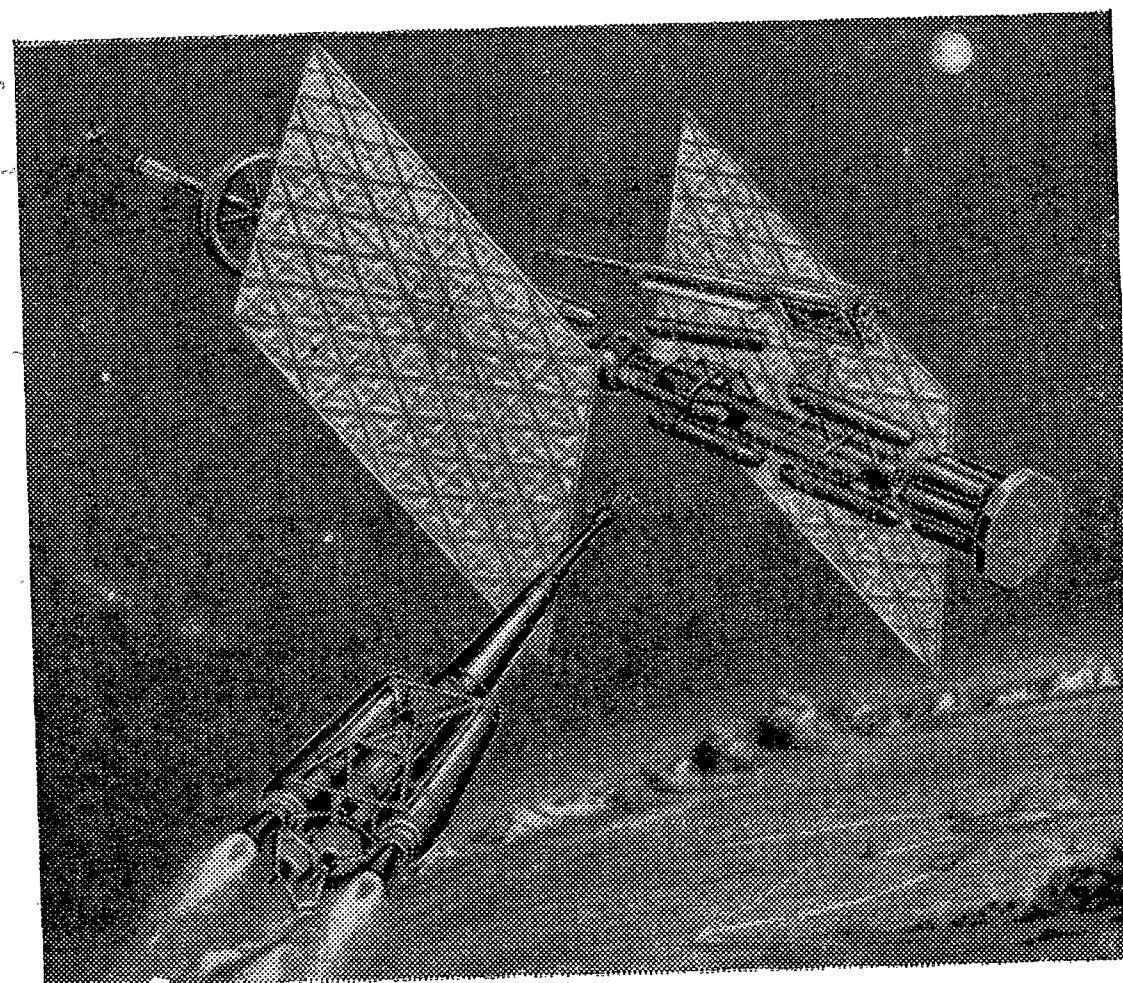


Рис. 166. Электрические ракеты работают.

а) Грузовая термоядерная ракета доставляет грузы с Земли на солнечную электроракету, подготавливающуюся к полету на Марс; б) электроракета берет на буксир «отработавший» искусственный спутник Земли для доставки его в плотную атмосферу с целью «кремации» в ней (Missiles and Rockets, 23. V. 1960; Astronautics, XII, 1960).



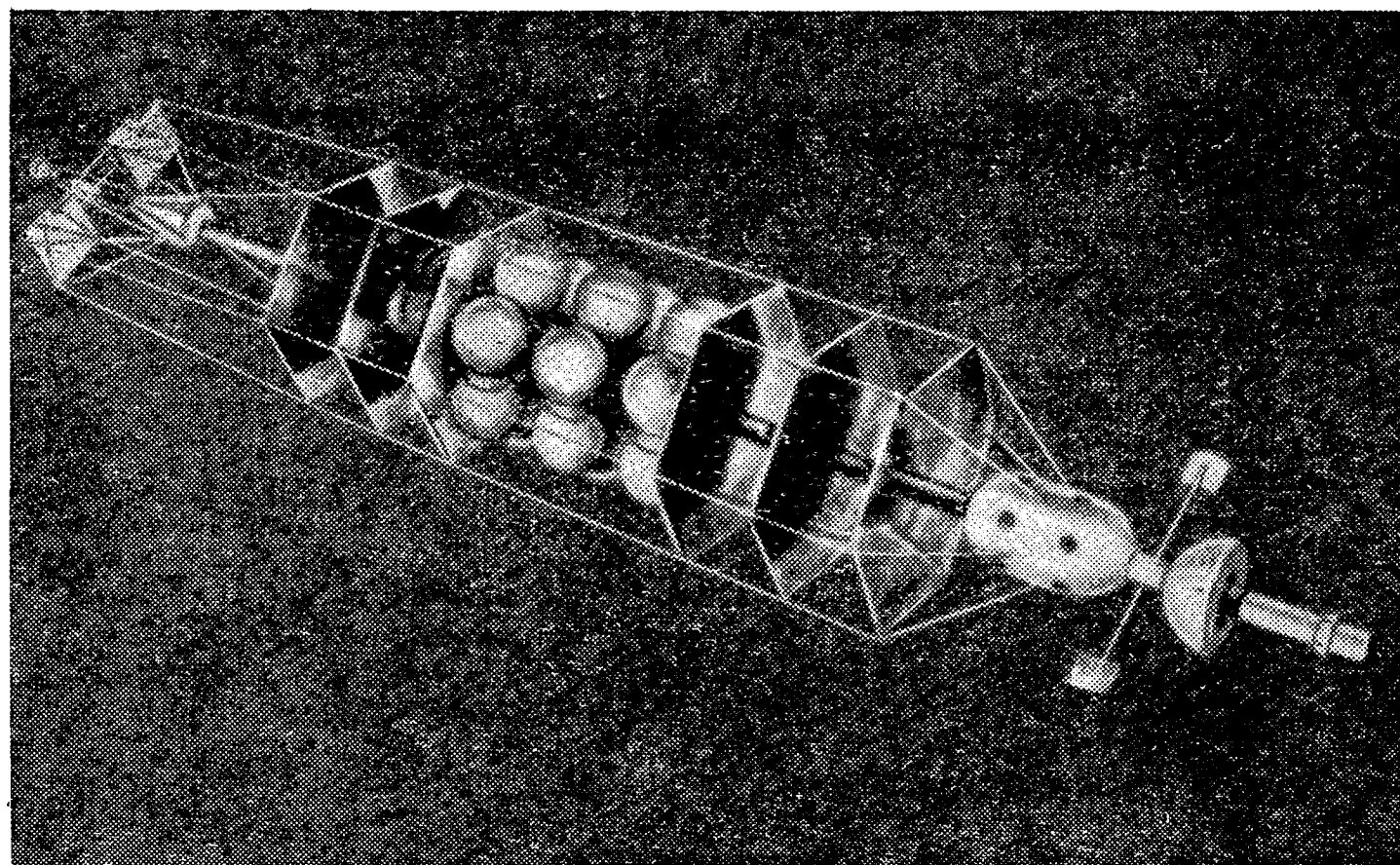


Рис. 167. Проект атомной термической водородной ракеты (Aeroplane, 27. II. 1959).

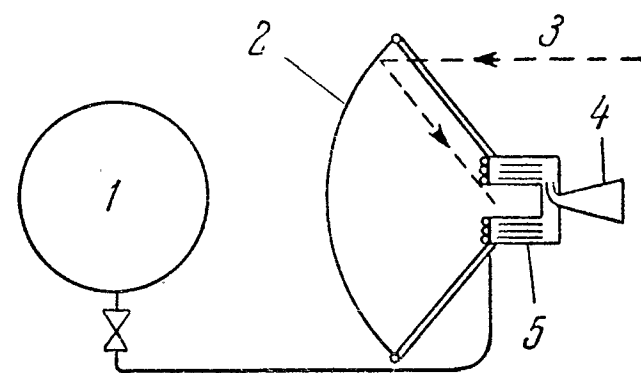
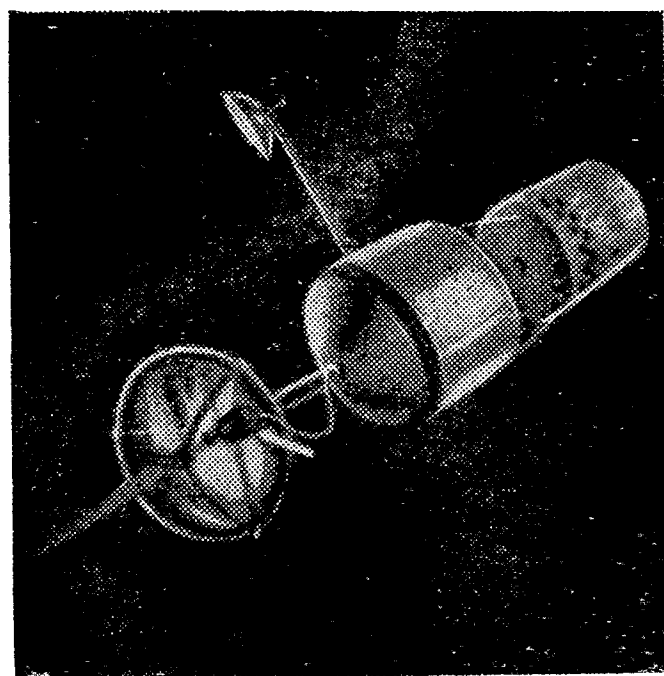


Рис. 168. Солнечно-водородный космический аппарат фирмы Электро-Оптикал Системз с двигателем «SOHR». Слева — рисунок аппарата, справа — схема двигателя «SOHR».

1 — бак с жидким водородом, 2 — концентратор, 3 — падающее солнечное излучение, 4 — реактивное сопло двигателя, 5 — теплообменник нагрева водорода (Astronautics and Aeronautics, I, 1964, стр. 88).

книге. Одна из них (рис. 167) — разрабатываемая Управлением по авиации и исследованию космического пространства США атомная термическая ракета с водородом в качестве рабочего вещества (видны многочисленные баллоны с жидким водородом), другие — беспилотные космические летательные аппараты с термической ракетой, также работающей на водороде, но в этом случае подогреваемом с помощью солнечной энергии. В центре одного летательного аппарата, получившего название «Гелиодайн» и разработанного фирмой Нортроп (США), расположен гигантский бак с 800 кг газообразного водорода под давлением 2 атм; солнечные концентраторы нагревают водород, который вытекает через реактивное сопло, создавая тягу с удельным импульсом 710 сек<sup>1</sup>). В аналогичном гелиотермическом ракетном космическом аппарате по проекту Эрике солнечные зеркала образуются металлизацией одной половины огромных шаров из пластмассовой пленки, жидкий водород из бака (его запас равен 5 т) поступает в двигатель, нагреваясь до 1000° К и вытекая со скоростью до 8 км/сек. Еще один солнечно-водородный космический аппарат разработан фирмой Электро-Оптикал Системз (рис. 168); двигатель «SOHR» этого аппарата тягой 0,45 кГ прошел успешные испытания<sup>2</sup>). Солнечный концентратор аппарата представляет собой параболическое металлическое зеркало диаметром 1,65 м<sup>3</sup>). Стоит отметить и патент очень простого по идее солнечного микроракетного двигателя, представляющего собой две металлические пластины (цинк, теллур, магний), расположенные под углом друг к другу так, чтобы падающие на пластины солнечные лучи испаряли с их поверхности молекулы, поток которых и должен создавать тягу<sup>4</sup>).

Электроракеты находятся в младенческом возрасте. По существу, разработка таких ракет еще дело будущего, хотя к ней приступают уже сейчас.

Но если это верно в отношении электроракет, то в еще большей степени относится к ракетам, которым посвящена следующая глава.

<sup>1</sup>) J. of the BIS, 1961—1962, т. 18, стр. 234.

<sup>2</sup>) Design News, 1963, т. 18, № 25, стр. 172.

<sup>3</sup>) Aviation Week, 2. XII. 1963.

<sup>4</sup>) Реферативный журнал «Авиационные и ракетные двигатели», VIII, 1967, реф. 8. 34. 114.



## КВАНТЫ В УПРЯЖКЕ

Мы познакомились с основными типами электроракетных двигателей и некоторыми проектами космических летательных аппаратов с этими двигателями. Во всех электроракетных двигателях в кинетическую энергию вытекающей струи, состоящей из частиц рабочего вещества, переходит расходуемая в двигателе электрическая энергия. В свою очередь эта энергия может получаться за счет химической, ядерной или солнечной энергии.

На рис. 154 была приведена схема основных преобразований энергии в различных электроракетных двигателях.

Но нет ли других возможных методов использования электромагнитной энергии для создания тяги, необходимой для ускорения корабля в космическом полете?

Оказывается, возможно даже несколько таких методов.

Так, например, известно, что в самых верхних слоях земной атмосферы частицы воздуха ионизованы, они уже не нейтральны, как у Земли, а обладают электрическим зарядом. Это наводит на мысль о том, что при полете в верхних слоях ионосферы можно использовать ионизованные частицы в качестве рабочего вещества электроракетных двигателей. Точнее говоря, это будут уже не электроракетные, а своеобразные электропрямоточные или ионно-прямоточные двигатели. В них спереди будут засасываться из ионосферы заряженные частицы, точно так же как в тяговую камеру ионного ракетного двигателя поступают ионы цезия из ионного источника. Затем эти частицы будут обычным для ионных двигателей способом ускоряться и вытекать сзади, создавая реактивную тягу, как это и было на советской станции «Янтарь-1».

Конечно, для такого разгона снова понадобится электроэнергия. Экономия будет лишь за счет энергии, расходуемой на ионизацию рабочего вещества в обычных ионных двигателях. Доля этой энергии в общей затрате электроэнергии в ионном двигателе обычно очень невелика, так что и экономия в энергии будет сравнительно небольшой, но дело и не в ней. Главное ведь в том, что рабочее вещество в этом случае уже не находится на борту летательного аппарата. Однако такие аппараты смогут летать лишь на относительно небольших высотах, в разреженной атмосфере, но не в космосе. Кроме того, к ним относятся и трудности, о которых шла речь выше в связи с проектами подобных же аппаратов, использующих химическую энергию атомарных газов верхних слоев атмосферы.

Правда, в космосе также встречаются заряженные частицы вещества, например в космическом излучении. Испускает подобные корпускулярные потоки, время от времени особенно интенсивно, и Солнце. Но их использование еще более затруднительно, хотя принципиально и возможно.

Однако электромагнитная энергия космоса вовсе не ограничивается корпускулярным излучением Солнца и звезд. Гораздо больше по величине другие виды этой энергии. В частности, известно, что в космосе существуют весьма мощные локальные магнитные поля. Ученые связывают с воздействием этих полей природу основной части космического излучения. Предполагают, что заряженные частицы — главным образом протоны, а также ядра атомов гелия и в небольшом числе других, более тяжелых атомов, — выброшенные в космос звездами или в результате иных процессов, затем разгоняются в космических магнитных полях. Так, в гигантских природных электромагнитных ускорителях рождаются космические лучи с их колоссальной энергией, в миллиарды раз большей, чем в самых мощных циклотронах современных лабораторий.

Нельзя ли воспользоваться энергией космических магнитных полей для того, чтобы вот так же разогнать до нужных огромных скоростей межпланетный корабль? Такая идея высказывалась рядом ученых, в частности у нас в стране профессором Г. И. Покровским. Однако практически для реализации такой идеи нужно прежде всего найти мощные магнитные поля в космосе, узнать их

расположение, конфигурацию, интенсивность, чтобы умело управлять разгоном корабля. Иначе он станет игрушкой слепой стихии. Очевидно, что и на этот метод использования электромагнитной энергии космоса вряд ли можно всерьез рассчитывать, по крайней мере на первых шагах освоения океана мирового пространства.

Правда, одно космическое магнитное поле нам хорошо известно, и его использование кажется вполне возможным и даже в ряде случаев выгодным, как об этом свидетельствуют некоторые исследования последнего времени. Разумеется, речь идет о геомагнитном поле. На рис. 169

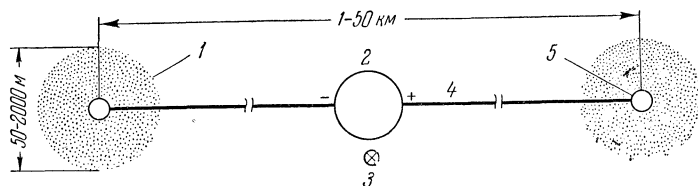


Рис. 169. Геомагнитный космический движитель.

1 — плазменное облако, 2 — источник электроэнергии, 3 — геомагнитное поле, 4 — проводник (провода), 5 — контактор (Space/Aeronautics, II, 1967, стр. 96).

показана предложенная в США схема геомагнитного движителя, который позволяет использовать геомагнитное поле и разреженную плазму, заполняющую околоземное пространство в ионосфере, для создания полезной движущей силы<sup>1)</sup>. Движитель представляет собой, по существу, тонкую металлическую (из алюминия, магния, бериллия или лития) проволоку очень большой длины (1—50 км) с расположенными на ее концах контакторами; такое устройство движителя позволяет использовать его одновременно и для так называемой гравитационной ориентации в пространстве, уже эффективно используемой для ряда спутников. Если электрический проводник движется с некоторой скоростью поперек силовых линий магнитного поля в заряженной среде — плазме, то в нем, очевидно, начинает течь (индуцируется) ток; проводник вме-

сте с плазмой образует своеобразный замкнутый контур. Но взаимодействие тока с магнитным полем, как нам уже хорошо известно, связано с возникновением ponderomotive силы, которая стремится уменьшить скорость проводника, тормозит его (если проводник перпендикулярен скорости). По существу, конечно, эта тормозящая сила представляет собой также силу реакции отбрасываемой плазмы, почти такую же, в принципе, как в случае авторотирующего воздушного винта самолета. И если торможение винтом оказывается весьма полезным в авиации, например, при посадке самолета, то «магнитное торможение» в космосе также может оказаться полезным для различных маневров по изменению орбиты и положения спутника. Расчеты показывают, и в это легко поверить, что такое торможение является самым эффективным, ведь оно не требует затрат рабочего вещества. Но если вместо торможения нужно получить ускоряющую силу, то ток в проводнике должен возбуждаться искусственно, для чего нужен специальный электрический генератор, как это и показано на рис. 165. Кстати сказать, на режиме торможения этот генератор сможет уже не расходовать электрическую энергию, а вырабатывать ее, например, для питания бортовых систем спутника. Применение геомагнитного движителя оказывается тем выгоднее, чем больше длительность полета и меньше его высота, на высотах более 10 000 км из-за ослабления геомагнитного поля он уже практически невыгоден.

Но если геомагнитное поле быстро ослабевает при удалении от Земли, то мы знаем другой вид электромагнитной энергии, которой очень богата Солнечная система, в особенности в областях, ближе расположенных к ее центру, — это энергия излучения нашего дневного светила. Как известно, солнечное излучение представляет собой электромагнитные волны различной длины. Естественно возникает идея использования этой лучистой энергии.

Впрочем, мы возвращаемся, кажется, к уже пройденному, ибо о ракетных гелиоэлектростанциях шла речь выше, в гл. 7. Однако единственный ли это возможный способ использования солнечной энергии — преобразование ее тем или иным путем в электрическую энергию для питания электроракетных двигателей? Нельзя ли обойтись без такого преобразования, связанного и с неизбежными

<sup>1)</sup> Space/Aeronautics, II, 1967, стр. 96. Дополнительный эффект может дать использование «солнечного ветра» — потоков плазмы, движущихся от Солнца со скоростью 400—700 км/сек (Product Engineering, 4. VII. 1966).

потерями энергии и со столь же неизбежным усложнением космического корабля?

Этот вопрос не праздный. Уже давно известно свойство солнечного излучения, которое может быть положено в основу нового метода его использования для разгона космического корабля. Это свойство стало известно благодаря двум замечательным ученым: английский физик Д. К. Максвелл в 1873 г. предсказал его теоретически, русский физик П. Н. Лебедев доказал его существование путем изумительного по тонкости эксперимента (сообщение об этом было сделано 17 мая 1899 г.). Речь идет о давлении, которое оказывают падающие солнечные лучи. Это давление играет большую роль в природе, в частности, в «жизни» звезд, да и в движении некоторых искусственных небесных тел, в особенности надувных — легких и больших, подобных американским спутникам «Эхо».

Природа давления света связана с тем, что свет, как и все существующее в природе, материален. Мельчайшие «частицы» света — фотоны, или кванты электромагнитного поля, обладают массой (правда, в отличие от частиц вещества, в покое их масса равна нулю и фотоны могут существовать поэтому только в движении со строго определенной скоростью, именно максимально возможной в природе скоростью света). Так, Земля получает около 2 кг солнечного света каждую секунду. Поэтому к движению фотонов применимы основные законы механики. В частности, если фотон ударяется о поверхность, то он действует на нее с силой, равной своему количеству движения. Так происходит, если фотон поглощается поверхностью, что имеет место в случае абсолютно черного тела. Если же тело представляет собой идеальное зеркало, то фотон отражается от него и, значит, снова появляется сила воздействия на поверхность, на этот раз сила реактивной отдачи (легко видеть, что она в точности равна первой). Вот почему свет давит на поверхность, причем в случае полного отражения света эта сила давления вдвое больше, чем при полном его поглощении.

Какова же эта сила солнечного давления? Очевидно, она уменьшается с увеличением расстояния от Солнца, так как уменьшается число фотонов, падающих на ту же поверхность. У земной орбиты (т. е. на расстоянии от Солнца в одну астрономическую единицу) сила солнечного давления на один квадратный метр перпендикуляр-

ной к лучам идеальной зеркальной поверхности равна, оказывается, всего 1 мГ, даже несколько меньше. На поверхности Земли эта сила, конечно, еще значительно меньше, так что легко представить себе трудность опыта Лебедева!

И все же существование солнечного давления открывает принципиальные возможности его использования для осуществления межпланетного полета. Конечно, сила давления лучей Солнца, этот солнечный «зефир»<sup>1)</sup>, действующий на распушенный в космосе зеркальный «парус», мала даже при значительной поверхности «паруса», но мы уже знаем, что в космосе даже малая сила в состоянии в течение большого времени разогнать массивный корабль до большой скорости. Неудобством является и то, что солнечный «зефир» дует всегда в одну сторону, от Солнца, и что его сила быстро ослабевает с расстоянием, но и это не может служить непреодолимым препятствием, по крайней мере для некоторых полетов в Солнечной системе. Не удивительно поэтому появление в последнее время ряда исследований подобного «парусного космоплавания», несмотря на многие пессимистические высказывания о неосуществимости этой идеи.

Первое такое исследование было произведено еще К. Э. Циолковским. Ряд расчетов осуществил также Ф. А. Цандер, специально интересовавшийся возможностью создания легких «зеркальных парусов». Он указывал, в частности, что если использовать в качестве «солнечного паруса» тончайшие листки металла, например алюминия на каркасе из проволоки, то его вес может составлять примерно 3 Г/м<sup>2</sup> — ничтожная величина! Однако сила солнечного давления, приходящаяся на идеальное зеркало такой же площади, будет несоизмеримо меньше, всего 1 мГ (в действительности, конечно, еще меньше). По Цандеру, можно снабдить космический летательный аппарат весом 500 кг подобным парусом огромной поверхности в 100 000 м<sup>2</sup> и весом 300 кг; таким образом будет создана ускоряющая сила менее 10 Г. Эта сила уже одного порядка с тягой некоторых типов электроракетных двигателей. Она

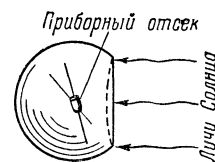
<sup>1)</sup> Мы намеренно не употребляем термина «солнечный ветер», поскольку им в современной науке называют другое явление — открытые в результате успехов космонавтики потоки разреженной солнечной плазмы, щедро посылаемые нашим дневным светилом во все стороны.

вызовет ускорение аппарата, равное примерно  $2 \cdot 10^{-5} g$ , т. е. две десятых миллиметра в секунду. Подобные ускорения уже могут обеспечить ряд межпланетных полетов, как об этом будет сказано в следующей, последней главе книги.

Интересны, в частности, результаты теоретических расчетов, выполненных сотрудниками Вычислительного центра Академии Наук СССР и доложенные ими на Всесоюзном съезде по теоретической и прикладной механике в 1964 г. По этим расчетам солнечно-парусные космические корабли, двигаясь по разработанным авторами оптимальным траекториям, могли бы достичь Марса за 122 суток, Венеры — за 164 суток, Меркурия — за 200 суток. Полет к Юпитеру должен длиться 6,6 года, к Урану — 49 лет<sup>1)</sup>. Близкие данные получены позднее и американскими учеными; в частности, полет к Марсу космического зонда весом 91 кг с помощью паруса площадью 46 кв. м должен потребовать, по этим данным, 135 суток<sup>2)</sup>.

Эффективные «солнечные паруса» могут быть созданы с помощью разработанных химией пластмасс, тончайших и прочных полимерных пленок, если на эти пленки нанести распыливанием совершенно ничтожный слой металла для обеспечения достаточно высокой отражающей способности. В одной из опубликованных работ (Р. Гарвина) указывается, что при использовании выпускаемых промышленностью пленок толщиной 0,1 мм масса одного квадратного метра зеркала может составлять 2,5 г. В будущем же толщина «паруса» может быть доведена до 0,2 микрона с соответствующим уменьшением его веса. Пленка гораздо удобнее металла в отношении ее хранения в свернутом виде (ведь огромный парус должен быть упакованным в небольшой контейнер ракеты, выводящей «солнечный» корабль в космос при взлете с Земли), управления парусом и пр. По проекту Гарвина, как обычно и в других опубликованных работах, вес зеркала принимается равным весу остальных элементов летательного аппарата (иногда в несколько раз меньшим), так что общая масса его, приходящаяся на 1 м<sup>2</sup> поверхности паруса, равна 5 г. Так как сила солнечного давления на эту же площадь равна, как указывалось выше, примерно 1 мГ, то ускорение

летательного аппарата будет равно  $2 \cdot 10^{-4} g$  (около 2 мм/сек<sup>2</sup>), т. е. в 10 раз больше, чем в предыдущем примере<sup>1)</sup>. По проекту Гарвина парус имеет вид гигантского парашюта диаметром примерно 21 м, прикрепленного к летательному аппарату стропами длиной примерно 60 м. Интересно, что солнечный «зефир» так слаб, что парашют наполняется только за ... 80 секунд! Совсем не похоже на обычные па-



По другому проекту, разработанному в Лос-Аламосской научной лаборатории под руководством Коттера, парус из пленки представляет собой плоский диск, натянутый на обруч диаметром примерно 50 м. Запуск на орбиту спутника летательного аппарата с этим парусом (его общая масса равна примерно 22 кг, из которых половина приходится на долю паруса) может быть осуществлен сравнительно маломощной ракетой. После выхода на орбиту под действием солнечного давления аппарат может постепенно отдаляться от Земли. Наконец, в проекте Пауэлла также применяется парашютообразный парус из пленки диаметром 480 м при полезной нагрузке летательного аппарата 450 кг. Сила солнечного давления на такой парус площадью 180 000 м<sup>2</sup> должна составлять ~180 Г. Рис. 170 иллюстрирует еще два проекта «солнечного паруса».

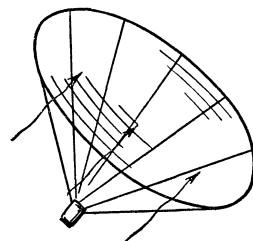


Рис. 170. Космический «солнечный парус». Сверху — по проекту Национального управления по авиации и исследованию космического пространства США (пленка толщиной 0,0125 мм и весом 1 мГ/м<sup>2</sup>; отношение тяги к весу  $7 \cdot 10^{-5}$ ). Снизу — по проекту д-ра Тсю (фирма Вестингауз) (Flight, № 2617, 1959; Spaceflight, X, 1959).

«Солнечные паруса» предполагается использовать для разных целей: стабилизации спутников на орбите<sup>2)</sup> (ком-

<sup>1)</sup> «Московская правда», 7 февраля 1964 г.

<sup>2)</sup> Direct Energy Conversion Digest, 1966, т. 5, № 3.

<sup>1)</sup> Указываются и большие значения, порядка  $3 \cdot 10^{-4} g$ , что должно позволить совершить полет до Венеры за 30 суток, а до Марса — за 75 суток. Замечательные данные! (Реф. журнал «Силовые установки», 1962, № 16).

<sup>2)</sup> Spaceflight, VIII, 1966 и др.



пенсации различных возмущающих воздействий), перевода на орбиту с большей высотой, а также межпланетных полетов (к Марсу и Венере). О том, как могут совершаться такие полеты, будет рассказано в следующей главе; здесь можно лишь отметить, что полезный груз в этом случае, как и для электроракет, может быть значительно увеличен по сравнению с термохимическими ракетами.

Интересно, что, как и в случае обычных парусных судов, солнечно-парусные космические аппараты смогут передвигаться и «против ветра», т. е. навстречу солнечным лучам. На первый взгляд это кажется невозможным, но секрет такого «встречного» движения связан с силой притяжения к Солнцу. Именно она, неизмеримо большая, конечно, чем давление солнечных лучей, заставляет корабль двигаться навстречу им. Для этого «солнечный парус» должен быть установлен так, чтобы солнечное давление тормозило корабль, уменьшало скорость его движения по орбите вокруг Солнца (рис. 171). Как известно, уменьшение орбитальной скорости приводит к тому, что корабль «теряет высоту», начинает двигаться по ниже расположенной орбите, т. е. перемещаться ближе к Солнцу<sup>1)</sup>.

Конечно, идея «солнечного паруса» пока еще является только идеей<sup>2)</sup>. Для того чтобы ее можно было осуществить, нужно решить многие сложные научно-технические задачи. В качестве примера можно указать, в частности, на трудную задачу выбора материала для «солнечного паруса». Ведь если зеркальная поверхность «паруса» будет отражать практически весь падающий на нее солнечный свет (а это необходимо для уменьшения размеров «паруса»), то температура «паруса» снизится почти до ... абсолютного нуля в результате излучения с противоположной, теневой его поверхности. Следовательно, материал «паруса» должен быть пригодным для работы при столь низких температурах, не говоря уже о других опасных воздействиях космоса, например интенсивной космической радиации и др.

Однако можно думать, что в грядущем «флоте мирового пространства» будут представлены и «парусные» су-

<sup>1)</sup> Astronomie und Raumfahrt, II, 1967, стр. 68.

<sup>2)</sup> Теоретическому рассмотрению этой идеи посвящена, в частности, статья В. И. Левантовского в журнале «Авиация и космонавтика» (XI, 1962); см. также Astronomie und Raumfahrt, III, 1967, стр. 68.

да. Ведь и рядом с гигантскими дизель-электроходами на водяной глади можно видеть иной раз изящные очертания парусных яхт.

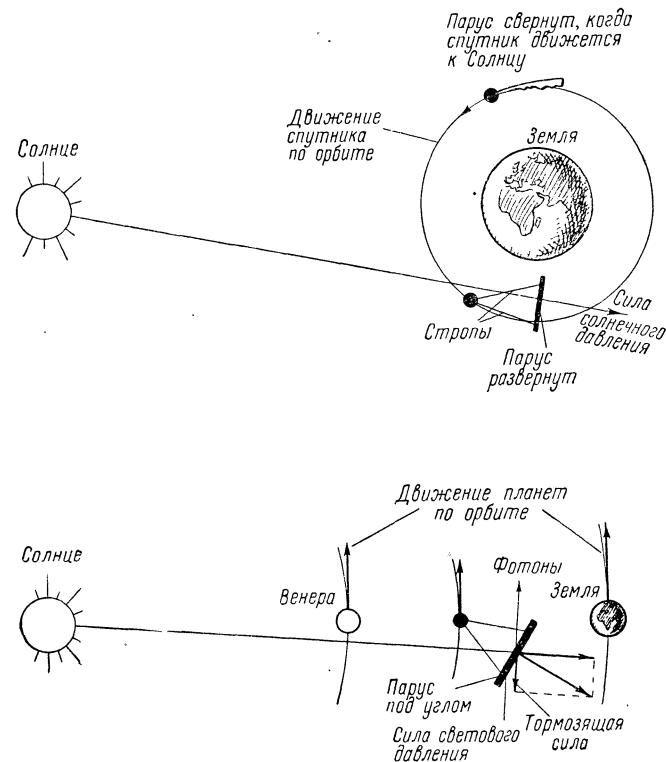


Рис. 171. Силы, действующие на «солнечный парус». Сверху — «солнечный парус» используется для разгона искусственного спутника Земли с целью его перевода на более высоко расположенную орбиту. Снизу — «солнечный парус» может обеспечить движение против «ветра», т. е. по направлению к Солнцу (Jet Propulsion, III, 1958).

Конечно, эффективность «солнечного паруса» можно было бы существенно повысить при увеличении количества падающей на него солнечной энергии, т. е. увеличения силы «солнечного зефира». Ведь сила солнечного давления пропорциональна этой энергии (она равна удвоенной величине энергии, деленной на скорость света). Понятно,

например, что область Солнечной системы вблизи Меркурия была бы для «солнечно-парусных» кораблей своеобразными «ревущими сороковыми» широтами (так называют моряки район океана у этих южных широт из-за часто бушующих там штормов) по сравнению с штилевой областью где-нибудь у Марса. Но ведь летать-то нужно всюду. Вот если бы иметь специальное искусственное «солнце», да еще перемещающееся вместе с кораблем... Но, это, конечно, уже область чистой фантазии. Впрочем, так ли это?

Оказывается, что хотя подобная мысль и кажется по меньшей мере надуманной, можно представить себе даже не один, а два различных способа ее осуществления. Один из них связан с возможностью создания искусственного «ветра», подгоняющего парусный космолет в нужных случаях. Принципиально такая возможность появляется в связи с благоприятными условиями, которые представляет космос в этом отношении — он «пуст»... Но это значит, что искусственный «ветер» в виде направленного луча — пучка электромагнитных волн (например, тех же световых или каких-нибудь иных) или в виде потока частиц вещества (нейтральных атомов или ионов) — не будет рассеиваться, размываться, затухать, как это происходит в окружающей нас на Земле атмосфере. Поэтому можно представить себе расположенные в космосе станции, направляющие подобные «толкающие» потоки частиц вещества или квантов энергии на летящий корабль с тем, чтобы полнее «надуть его паруса». Эта идея подвергается в США практическому изучению, о чем свидетельствуют опубликованные отчеты, а также выданные правительственные контракты на проведение соответствующих исследований.

Особенно перспективными в этом отношении кажутся проведенные в последние годы работы по лазерам — квантовомеханическим генераторам когерентного света, представляющим собой, без сомнения, одно из величайших научно-технических достижений нашего времени. Различные уже созданные лазеры — кристаллические (из них особенно широко известен лазер с кристаллом рубина), газовые и жидкостные — способны излучать тончайший ярко светящийся луч монохроматического света, т. е. света одной, строго определенной частоты. Такой луч, являющийся следствием когерентного, т. е. одновременного и находящегося в одинаковой фазе излучения атомов

активного вещества лазера (например, атомов хрома в рубине), обладает многими уникальными свойствами, резко отличающими его от всех других известных видов светового излучения. Он несет в себе жар миллионноградусной температуры, развивает огромное давление на встречную поверхность (не удивительно, что такой луч мгновенно прожигает тончайшие сквозные отверстия в алмазе или стальной пластинке), распространяется на огромные расстояния, почти не расходясь, как это случается с лучом обычного прожектора<sup>1</sup>). Это и позволило уже направить подобный луч на Луну, причем он осветил на ее поверхности пятно диаметром всего в несколько километров, тогда как прожектор создал бы на таком расстоянии (если бы мог так далеко проникнуть) световое пятно диаметром в десятки тысяч километров.

Правда, луч, излучаемый существующими лазерами, очень тонок и маломощен, но нет сомнений в возможности создания и гораздо более мощных квантовомеханических генераторов света. Вот тогда-то появится и возможность использования лазеров и для корректировки с Земли орбит спутников, и для расположения в космосе лазерных источников «космического ветра», способного надуть паруса межпланетных кораблей «дальнего следования»<sup>2</sup>). Это будет означать новую эпоху в развитии межпланетных сообщений.

Однако, пожалуй, еще более заманчивым является второй возможный путь. Действительно, не проще ли переместить источник «ветра» на ... сам корабль? На первый взгляд это кажется шуткой, космическим вариантом известной попытки поднять самого себя за волосы. Но это только на первый взгляд. Вспомните, ведь, по существу, любая ракета движется именно благодаря раскаленному «ветру», рождаемому внутри самой ракеты. Мы уже знаем и ракеты, которые движутся, используя электрический ветер». Правда, во всех указанных случаях ракеты обходятся без «паруса», им нет нужды в больших парусных

<sup>1</sup>) Особенный интерес в этом отношении представляет открытие советского ученого Г. А. Аскар'яна о самофокусировке мощного луча электромагнитной энергии («Знание — сила», V, 1967, № 5).

<sup>2</sup>) Одному из теоретических аспектов действия «лазерного ветра» посвящено исследование советских ученых Г. Аскар'яна и Е. Мороза («Журнал экспериментальной и теоретической физики», 1963; см. также «Знание — сила», IV, 1963).

поверхностях — так плотен, сконденсирован поток отбрасываемых ими массивных частиц. Но если таких частиц относительно мало или мала их масса, то приходится поневоле увеличивать «парусность», суть же дела при этом не меняется.

Вот почему применение «парусов» позволяет использовать силу реакции и таких частиц, которые в обычных ракетных двигателях создали бы ничтожно малую тягу.

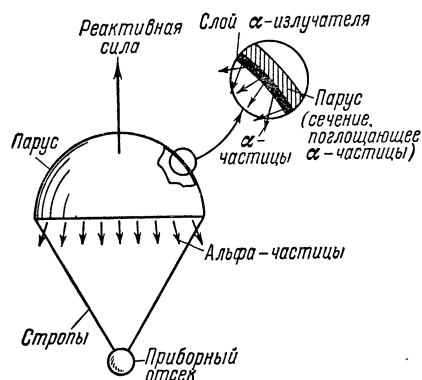


Рис. 172. «Активный» космический парусолет с излучением альфа-частиц (по проекту Национального управления по авиации и исследованию космического пространства США). Толщина «паруса» 0,3 мм, вес 0,044 кг/м<sup>2</sup>. Тяга 4,9 мГ/м<sup>2</sup>, отношение тяги к весу 10<sup>-4</sup> (Flight, № 2617, 1959).

радиоактивного изотопа, излучающего альфа-частицы (ядра атомов гелия), то поток отбрасываемых альфа-частиц будет создавать тягу, очень небольшую, но достаточную в ряде случаев<sup>1)</sup>. По одному из этих проектов при толщине «паруса» 0,03 мм и его весе примерно 45 Г/м<sup>2</sup> тяга, создаваемая слоем полония-210 толщиной 0,65 микрона на этом «парусе», может составлять 5 мГ с 1 м<sup>2</sup> поверхности. Схема такой поверхности представлена на рис. 172.

<sup>1)</sup> Конечно, в таком радиоактивном парусном двигателе (или эмиссионном, как его иногда называют) придется излучать и электроны, чтобы нейтрализовать корабль (иначе он быстро приобретет отрицательный заряд).

Но движущий «ветер» может создаваться и не частицами вещества, а квантами света, как и в случае описанных выше «солнцелетов».

На самом деле, если на космическом корабле находится мощный источник световых (или каких-либо иных электромагнитных) волн, то, посылая их в одну сторону, можно, как и в случае частиц вещества, создать силу, движущую корабль в другую, противоположную сторону (рис. 173). Эта движущая сила, или тяга, была бы реакцией фотонов, выбрасываемых источником света на корабле, точно так же как возникает подобная реакция при отражении солнечных лучей «зеркальным парусом».

Ничем не отличалась бы она, по существу, и от тяги любого реактивного двигателя, за исключением того, что, как указывалось выше, в них реактивная тяга создается вытекающими частицами вещества, а в нашем случае такими же «вытекающими» фотонами или другими «частицами» или квантами электромагнитного поля.

Отличался бы наш световой, фотонный или квантовый — называйте как угодно — реактивный двигатель от всех других еще и тем, что скорость «истечения» из него «рабочего вещества» (на этот раз им является, как уже говорилось выше, собственно, не вещество...) значительно больше. Мало того, это вообще наибольшая возможная скорость «истечения», ибо не существует в природе скорости, большей скорости света. Таким образом, наш «квантовый» двигатель является как бы идеальным, предельно возможным — величину его удельного импульса, равную  $3 \cdot 10^7$  сек, нельзя получить никаким другим способом<sup>1)</sup>. Вот что

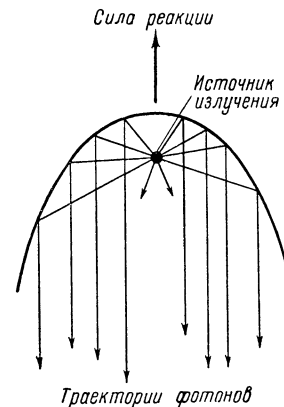


Рис. 173. Прожектор — прототип фотонной ракеты.

<sup>1)</sup> Значение удельного импульса, равное бесконечности, указанное на рис. 154 для «солнечного паруса», не противоречит сказанному — бесконечно большой удельный импульс оказывается потому, что тяга, создаваемая «парусом», должна быть отнесена к расходу вещества, а он-то равен... нулю!

значит заставить работать кванты, «впрячь» их в космическую реактивную «телегу»...

Но где можно было бы использовать фотонную ракету, обладающую столь огромным импульсом? Ведь в предыдущей главе было установлено, что чрезмерное увеличение удельного импульса может оказаться невыгодным, привести не к возрастанию, а к уменьшению относительного полезного груза. Было сказано также о том, что величина наивыгоднейшего удельного импульса возрастает с увеличением конечной (характеристической) скорости корабля.

Вот почему, очевидно, фотонная ракета выгодна там, где характеристическая скорость чрезвычайно велика, где она достигает максимальных мыслимых значений. Ясно, о каком случае идет речь — о полете к звездам! Именно в качестве межзвездного корабля, скорость которого, очевидно, должна быть предельно высокой, и может быть применена фотонная ракета. Полезный груз фотонного звездолета будет гораздо большим, чем у любого другого.

Но не только поэтому фотонная ракета может быть применена лишь в полете на огромные расстояния, соответствующие межзвездным. Легко видеть, что это связано и еще с одним обстоятельством: именно, весьма малой величиной тяги фотонного двигателя. Эта тяга так мала, что только в очень длительном и, следовательно, дальнем полете фотонная ракета может достичь необходимой большой скорости полета. А малая возможная величина тяги фотонного двигателя не является для нас неожиданной. Мы уже знаем, что при разделении источника энергии и рабочего вещества (а это относится, конечно, и к фотонному двигателю) возрастание удельного импульса при неизменной тяге приводит к пропорциональному увеличению мощности энергостанции ракеты. Понятно, что при предельно возможном, огромном значении удельного импульса квантового двигателя и его мощность оказывается колоссальной. Действительно, при тяге всего в один килограмм фотонный двигатель будет развивать мощность в 4 миллиона лошадиных сил! Такую же мощность развивает термохимический двигатель тягой 200 Т (расход рабочего вещества в таком двигателе составил бы примерно 0,7 т/сек, тогда как в фотонном двигателе равной тяги — в 100 000 раз меньше, т. е. всего 7 г/сек). Но на раке-

те с термохимическим двигателем электростанция-то не нужна!

Выходит, что тяга фотонного двигателя должна быть еще значительно меньшей, чем в случае электроракетных двигателей.

Есть и еще одно обстоятельство, заставляющее уменьшать тягу фотонного двигателя; оно связано с устройством излучателя света этого двигателя. Очевидно, что такой излучатель должен напоминать простой прожектор, в фокусе параболического рефлектора которого находится источник излучения. Но если мы хотим, чтобы такой «прожектор» не имел чрезмерно больших размеров, исключающих возможность его установки на ракете, то должны уменьшить поверхность отражателя и, следовательно, увеличивать величину энергии, приходящуюся на единицу этой поверхности.

Вспомните, какой огромной оказывается мощность фотонного двигателя значительной тяги, и вам станет ясно, в чем суть трудностей, связанных с устройством отражателя. Идеальных отражающих поверхностей не существует (лучшие серебряные зеркала поглощают примерно 1% энергии падающего излучения), но если рефлектор будет поглощать даже ничтожную долю падающей на него энергии, все равно эта поглощаемая энергия окажется достаточной, чтобы мгновенно испарить его.

Понятно, что излучатель фотонного двигателя должен отличаться от обычного прожектора не только размерами. Установите сколь угодно большой прожектор или сколько угодно много таких прожекторов на космической ракете, и вы не получите нужного результата — тяга такого фотонного двигателя будет ничтожно малой по сравнению с его массой.

Чтобы увеличить тягу, нужно излучать гораздо больше энергии, чем это в состоянии сделать простой прожектор. Ведь энергия, излучаемая раскаленной поверхностью, зависит от температуры поверхности (точнее, от четвертой степени этой температуры, в соответствии с законом Стефана — Больцмана). Но как бы ни была раскалена твердая поверхность, ее температура будет во всех случаях значительно меньше температуры поверхности Солнца (она равна, как известно, примерно 5500°С). А ведь именно потому, что энергии солнечных лучей



оказалось недостаточно для создания большого давления на «солнечный парус», у нас и появилась идея перенесения «солнца» на сам корабль. Выходит, что наше искусственное «солнце» должно быть гораздо горячее истинного, а для этого твердые излучающие поверхности не годятся.

Лучше подойдут, естественно, раскаленные газовые и в особенности плазменные излучатели (так, Зенгер предложил плазменный излучатель с температурой  $150\,000^\circ\text{K}$ ). Однако тут возникают другие трудности, помимо связанных с устройством и эксплуатацией высокотемпературных источников излучения. С ростом температуры изменяется (увеличивается) частота излучения, т. е. характер излучаемых квантов энергии. Увеличение энергии кванта связано с уменьшением его длины волны (ведь квант — это своеобразная частица, частица-волна), т. е. излучение становится все более коротковолновым. Возрастает число квантов ультрафиолетового света и рентгеновского излучения, становящегося все более жестким. Когда температура становится столь большой, что начинают идти ядерные реакции, то появляется и гамма-излучение. Но отражение таких коротковолновых лучей становится все более трудным: эти лучи, как известно, все легче проходят через вещество. Поэтому оказывается необходимым создание принципиально иных «зеркал» вместо обычного рефлектора.

В частности, для этого предложены такие необычные методы, как использование «электронных» или «плазменных зеркал» в виде стабилизированного плотного облака электронов или плазмы. Известно ведь, что коротковолновые лучи постепенно преломляются и, наконец, отражаются от электропроводящей среды. Однако чтобы создать такое электронное или плазменное облако, нужны колоссальные давления, вроде возникающих при атомном взрыве<sup>1)</sup>, должно быть решено немало и других сложнейших проблем.

<sup>1)</sup> Зенгер предлагает использовать в качестве подобных «зеркал» стабилизирующиеся пучки электронов (Sänger E., Über das Richtproblem der Photonenstrahlantriebe und Waffenstrahlen, München, 1959). Этой же проблеме посвящена статья советских исследователей И. Меркулова и др. в журнале «Авиация и космонавтика», II, 1963. По Зенгеру, необходимая плотность электронов должна быть в 1000 раз большей, чем в твердых металлах (Missiles and Rockets, 27. III. 1961).

Но разве излучает только тело высокой температуры? Разве наука не знает других видов электромагнитного излучения, не связанного с сильным нагревом вещества? Ведь существует же так называемое «холодное свечение», например свет, испускаемый светлячками (кстати сказать, с к. п. д. преобразования химической энергии в световую, равным 97%!) и различными рыбами, свечение специальных «холодных» электрических ламп, свечение фосфора и других люминофоров, и т. п. Мало того, излучение не обязательно должно быть видимым — излучаются же электромагнитные волны радио- и телевизионными станциями, хотя мы этих волн и не видим. Нельзя ли воспользоваться этими «нетепловыми» излучателями для создания квантовой ракеты?

Что касается так называемой хемилюминесценции, т. е. излучения света, сопровождающего некоторые «холодные» химические реакции и представляющего собой прямой переход химической энергии в энергию электромагнитного излучения, то науке пока не известны достаточно энергопроизводительные реакции этого типа (они обычно и лежат в основе различных видов биологического излучения). Иное дело — излучение радиочастотной энергии. Правда, длинные волны для этого не годятся, ибо они несут с собой слишком малую энергию, да и направлять их надо было бы с помощью слишком уж больших рефлекторов. Зато высокочастотная радиоэнергия могла бы, вероятно, быть использована для наших целей. Уже сейчас созданы генераторы этих микроволн весьма большой мощности, в тысячи киловатт. Конечно, квантовой ракете понадобятся еще значительно большие мощности, так что на этом пути предстоит преодолеть немалые трудности, в том числе и принципиального характера, но все же можно представить себе квантовый двигатель типа радара, излучающий поток радиоволн исключительно высокой частоты. Правда, такой луч испепелял бы все на своем пути ничем не хуже ослепительно яркого луча фотонных звездолетов, как их обычно изображают на рисунках. То же относится, конечно, и к мощному лучу лазера, который, несомненно, также может быть использован для этой цели.

Однако мы до сих пор не касались вопроса о том, откуда черпать колоссальную энергию, необходимую для питания фотонного двигателя звездолета. Совершенно ясно, что химическая энергия для этого непригодна. Но

даже в миллионы раз бóльшая энергия деления атомов урана также в этом случае недостаточна, как показывает расчет. С помощью энергии термоядерных реакций можно было бы, пожалуй, осуществить простейший из межзвездных перелетов<sup>1)</sup>. Но только полное использование потенциальной энергии вещества в состоянии решить проблему межзвездного полета фотонной ракеты.

Когда мы говорим о потенциальной энергии вещества, то имеем в виду соотношение между этой энергией и массой вещества, определяемое известным уравнением Эйнштейна:

$$E = mc^2,$$

где  $E$  — потенциальная энергия вещества,  $m$  — его масса,  $c$  — скорость света в пустоте.

В атомном котле «дефект массы», т. е. ее уменьшение в соответствии с выделившейся энергией атомного ядра, составляет всего примерно 0,1%. Значит, при полном использовании потенциальной энергии вещества количество выделившейся энергии было бы в тысячу раз больше, чем в атомном котле (оно равнялось бы 28 млн. киловатт-часов на 1 г вещества). В 1 кг вещества запасено столько энергии, сколько такая мощная ГЭС, как Братская, может выработать примерно за год непрерывной работы! Как показывает расчет, только такие количества энергии могут обеспечить разгон фотонного межзвездного корабля до необходимой огромной скорости. Вот почему фотонная ракета, и только она, пригодна для межзвездных полетов, только с ее помощью они возможны (этот вывод был получен, в частности, и немецким ученым Э. Зенгером, много работавшим над проблемой фотонной ракеты).

Но как можно себе представить высвобождение всей энергии, заключенной в веществе? Известны ли науке методы такого высвобождения?

Есть по крайней мере один такой путь, уже освоенный наукой. Он связан с явлением «аннигиляции» вещества, т. е. с процессом столкновения элементарной частицы вещества, например, электрона, с ее так называемой античастицей, в данном случае позитроном. При таком столк-

новении обе частицы (как и любые две другие частица и античастица) «аннигилируют» — исчезают с одновременным выделением энергии, масса которой в точности равна массе исчезнувших частиц. Электрон и позитрон почти во всем одинаковы, за исключением знака электрического заряда, в других случаях частица и античастица различаются и иными свойствами. Предполагается, что может существовать, или действительно существует, вещество (его называют иногда антивеществом), состоящее из античастиц, которое по всем своим физико-химическим свойствам не отличается от обычного вещества.

Выделение энергии в процессах аннигиляции связано с рождением фотонов большей или меньшей энергии. Вот почему идеальным звездолетом была бы аннигиляционная квантовая ракета с полным выделением в ней потенциальной (иногда ее называют «эйнштейновской») энергии вещества. В такой ракете в фокусе отражателя должен был бы находиться аннигилятор, в который из двух различных баков поступали бы вещество и антивещество. Образующийся в процессе аннигиляции мощнейший поток фотонов или других электромагнитных квантов, отброшенный назад отражателем, и создавал бы необходимую для полета тягу<sup>1)</sup>.

Легко видеть, что в настоящее время речь может идти лишь об идее квантовой ракеты (рис. 174). Ведь пока еще никто не видел антивещества, неизвестно, как его хранить и подавать в аннигилятор, неизвестно, о чем уже говорилось выше, каким должен быть отражатель фотонов и т. п. По этому поводу высказываются лишь различные теоретические соображения. Несмотря на обилие принципиальных неясностей, связанных с реализацией идеи фотонной ракеты, сама эта идея вызывает большой интерес. Это не случайно, ибо, как уже говорилось выше, очевидно, лишь такой ракете под силу осуществить межзвездный перелет.

Но даже для фотонной ракеты подобный перелет связан с колоссальной затратой «рабочего вещества» (на этот раз рабочее вещество вытекает из ракеты не само по себе, но после превращения в кванты). Так, для полета

<sup>1)</sup> Использование термоядерной плазмы как источника фотонов привлекает и тем, что связанное с ней так называемое синхротронное излучение носит тепловой характер и может быть фокусировано обычными зеркалами (Raumfahrtforschung, 1965, № 1, стр. 26).

<sup>1)</sup> Аннигиляционным фотонным ракетам посвящено много теоретических исследований, см., например, Вестник МГУ, физика и астрономия, 1964, № 4, стр. 3, и др.

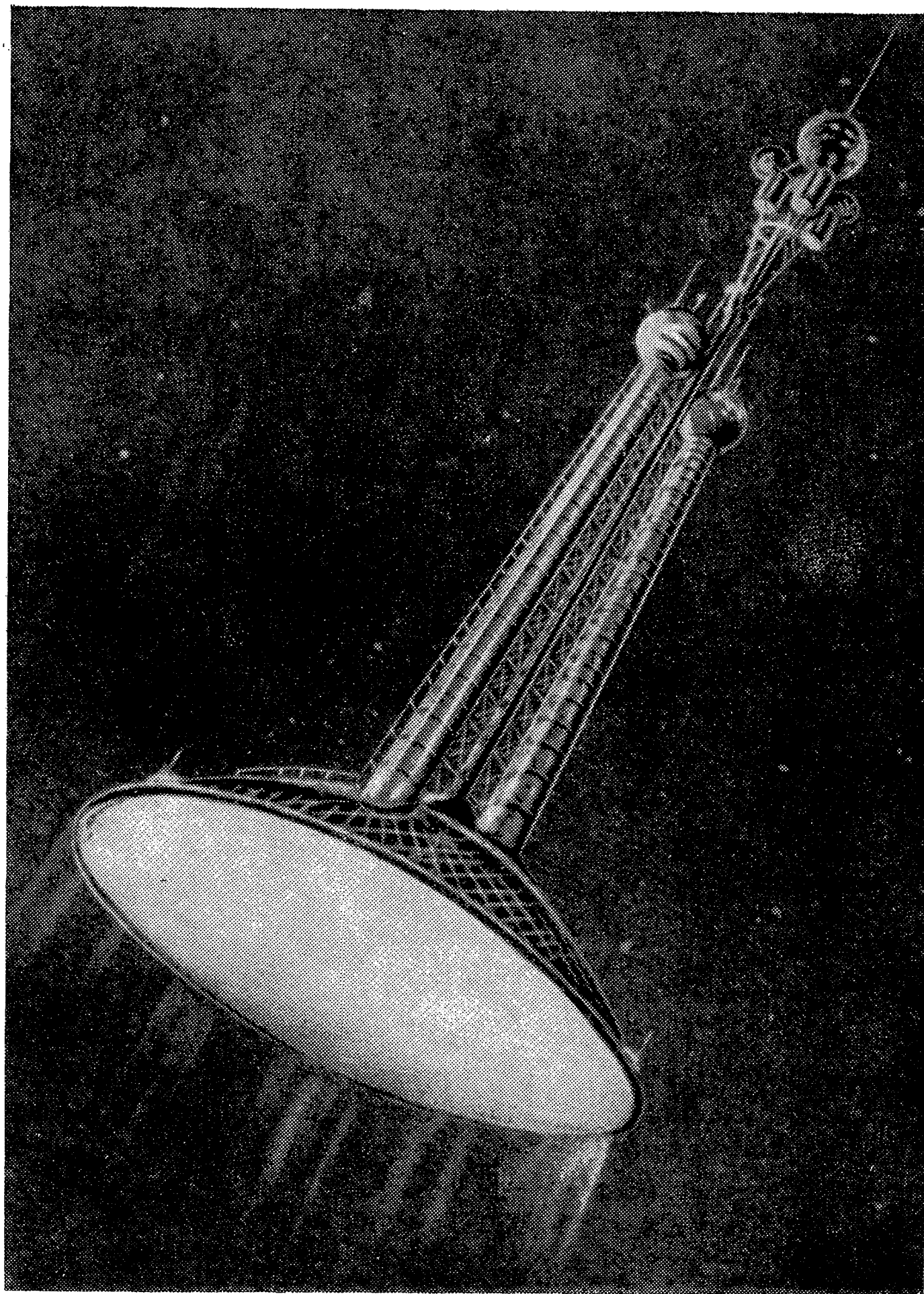


Рис. 174. Так может выглядеть квантовый звездолет (по д-ру Я. Гадомскому, «Mlady Technik», Польша).

продолжительностью 30—40 лет, т. е. примерно в полжизни космонавтов (как мы увидим ниже, в последней главе, за этот срок можно добраться до звезд, удаленных от нас на миллиарды световых лет), в фотонном двигателе придется «сжечь» в световую энергию примерно ... 10 млрд. т вещества! Выделившейся при этом энергии хватило бы для расплавления оболочки земного шара на глубину в сотни километров. Не удивительно, что иногда предлагают, чтобы фотонный звездолет, отправляясь в свой далекий путь, захватывал с собой в качестве «топлива» какой-нибудь... астероид.

Но так ли уж обязательно захватывать с собой все запасы фотонного «топлива»? Неужели нельзя заправляться им в полете?

К сожалению, обычно рекомендуемое использование топливозаправочных станций в космосе (вроде опорных баз снабжения альпинистов при штурме неприступных горных вершин) в данном случае вряд ли годится. Ведь такие станции должны мчаться с колоссальной скоростью в космосе, и для них не существует фиксированных орбит, подобных орбитам спутников Земли или Солнца.

Тем не менее пополнять запасы фотонного «топлива» в процессе полета в космосе, вероятно, все же можно. Один метод такой заправки в пути связан по-прежнему с использованием промежуточных баз на трассе пути. Но эти базы должны во многом отличаться от привычных. Прежде всего они будут почти неподвижными относительно звезд, чтобы не отклоняться сильно от трассы, будут как бы «парить» над ней в течение большого времени. Но, самое главное, с таких баз на летящий звездолет будет передаваться не «фотонное» топливо, а энергия в виде тех же фотонов.

Пионером в области передачи высокочастотной энергии на расстояние без проводов был советский ученый Г. Бабат, выполнивший ряд теоретических и экспериментальных исследований в этом направлении. Им же предложено такое «дистанционное» энергопитание и летательных аппаратов<sup>1)</sup>. В настоящее время опубликовано много других проектов такого рода, в частности, по передаче энергии на вертолеты и т. п.<sup>2)</sup>. Из числа подобных работ,

<sup>1)</sup> См., например, «Техника молодежи», X, 1956, № 6, стр. 28.

<sup>2)</sup> «Авиация и космонавтика», II, 1968, № 2 и др.

проводимых в США, можно указать, в частности, на разработанный в университете Пурдю преобразователь микроволновой энергии в электрическую с к. п. д. 60% и мощностью 40 вт для космических целей. По мнению ученых университета возможно достижение к. п. д. 90%<sup>1)</sup>. Фирма Рейсеон создала специальную мощную лампу «эмплитрон» в качестве генератора микроволновой энергии, которую затем можно преобразовывать, например, в тепловую и другие виды энергии. По мнению фирмы можно таким путем передавать энергию в сотни киловатт на расстояние в десятки километров<sup>2)</sup>. В 1967 г. фирма проводила испытания по передаче энергии модели вертолета<sup>3)</sup>. С помощью полупроводниковых квантовых генераторов световая энергия может быть преобразована в постоянный электрический ток с к. п. д. почти 100%<sup>4)</sup>. Разрабатываются методы высокоэффективного преобразования микроволновой энергии в электрическую<sup>5)</sup>.

Ведущую роль в развитии радиоэлектроники больших мощностей играет советская наука. Эти работы ведутся группой ученых во главе с акад. П. А. Капицей, который создал теорию передачи больших энергий без проводов, разработав для этого необходимые устройства, в частности, так называемый планотрон<sup>6)</sup>.

Совершенно очевидно, что в космосе условия для такой передачи энергии особенно благоприятны, что позволяет серьезно рассчитывать на передачу мощных потоков энергии высокой концентрации с «базы» на звездолет. И вместе с тем ведь это — единственный вид «топлива», который может быть использован в данном случае, ибо только фотоны в состоянии «догнать» корабль.

Но есть и другой возможный способ заправки в пути. Ведь как ни «пусто» межзвездное пространство в нем находятся частицы вещества. При колоссальной скорости полета фотонной ракеты с ней будет сталкиваться не так уж мало подобных частиц, в особенности если снабдить ракету специальной ловушкой для этого «бродячего топлива».

Огромный, площадью в добрый квадратный километр (в космосе места много!) заборник — «пасть» фотонной ракеты — будет «заглатывать» все встреченные частицы вещества и «переваривать» их в фотоны для создания «световой» реактивной тяги. Существуют в космосе и огромные газопылевые туманности, где плотность материи намного выше. Может быть, будут обнаружены и подобные туманности из «антивещества»? Конечно, пока все это не более чем догадки и предположения, но первый полет квантовой ракеты состоится не завтра, до того времени многое тайное сделается явным...

<sup>1)</sup> Raketentechnik und Raumfahrtforschung, III, 1963, № 3.

<sup>2)</sup> Electr. Des., 16. III. 1964, № 6.

<sup>3)</sup> Technology Week, 10. IV. 1967.

<sup>4)</sup> «Природа», IX, 1964, № 9.

<sup>5)</sup> New Scientist, 11. III. 1965.

<sup>6)</sup> Успехи физических наук, X, 1962, т. 78, вып. 2; «Природа», VIII, 1964, № 8 и др.



## К ЗВЕЗДАМ!

Электрические межпланетные корабли... Пока они еще не существуют, но уже мало кто сомневается в том, что они обязательно появятся, более того, что за ними — будущее космонавтики. В научной литературе появляется все больше статей, посвященных электрическим ракетным двигателям и их использованию в космонавтике, число этих статей нарастает лавинообразно. Еще недавно, лет 10—15 назад, ни один уважающий себя ученый не принял бы всерьез сообщения о том, что в строгом, академическом реферативном журнале, представляющем собой сборник рефератов о всех научных публикациях в данной отрасли знания, есть статьи о двигателях, подобных электроракетным. А теперь уже никого не удивляет, что в таком журнале введен даже специальный раздел под «экзотическим» названием: «Ядерные, солнечные, плазменные, ионные, фотонные ракетные двигатели». Если не в космосе, то на страницах научных журналов электроракетные двигатели успешно борются за место под Солнцем и уже основательно теснят «классические» типы ракетных двигателей. Немало вышло уже и книг, посвященных электроракетным двигателям, как за рубежом, так и в нашей стране. Большое внимание уделяется особенностям необычного полета электрических космических ракет, причем в исследованиях этого важного вопроса ведущая роль принадлежит советским ученым<sup>1)</sup>.

Видно, не за горами время, когда новые двигатели проявят себя и на просторах космического пространства. Об

<sup>1)</sup> Гродзовский, Иванов, Токарев, «Механика космического полета с малой тягой», «Наука», 1966; «Космические исследования», Акад. наук СССР, V—VI, 1967, т. 5, вып. 3, стр. 339 и др.

этом свидетельствуют не только неоспоримые теоретические преимущества электроракетных двигателей и первые успешные результаты их экспериментального исследования на лабораторных стендах, но и столь же успешное применение их на первых космических летательных аппаратах. Не менее показателен в этом отношении и огромный интерес, проявляемый к электроракетным двигателям авиационными и ракетостроительными фирмами США. В этой классической стране бизнеса «нюх» дельцов изощрен до предела, когда речь идет о появлении какой-либо новой возможности «делать доллары». Что ж удивительного в том, что уже не единицы или десятки, а сотни, может быть, даже и тысячи промышленных фирм США, во главе с левиафанами промышленного мира, крупнейшими авиационными концернами, всемерно форсируют свои исследования и разработки в области электроракетных двигателей? Ведь кто будет первым, кто раньше добьется успеха, тот сорвет «жирный» куш, получив правительственные контракты. А что это случится, теперь уже никто не сомневается!

Конечно, электроракетные двигатели никогда не заменят обычные термохимические. Они будут великолепно сотрудничать, дополняя друг друга. Во всех тех случаях, когда двигателю придется за короткое время преодолевать большие силы, действующие на ракету, — гравитационные, аэродинамические, инерционные, — незаменимыми будут двигатели большой тяги — термохимические, а в дальнейшем — ядерные. Но когда решающим будет высокий удельный импульс для увеличения полезного груза ракеты, поле боя останется за электроракетными двигателями. Как видно, эти характеристики свидетельствуют, что по самой сути термохимические и электроракетные двигатели не враги, а союзники. Только при их совместном использовании может быть получен наибольший эффект.

Выше, в гл. 8, уже указывались основные возможности использования электроракетных двигателей в космонавтике. Если речь идет об искусственных спутниках Земли, то это — различные виды корректирования их орбит (угла наклона, эксцентриситета, высоты и др.) и ориентации в пространстве, а также перевод с одной орбиты на другую; в этом случае электроракеты могут играть роль своеобразных космических «буксиров». В частности, например, это может оказаться очень ценным для перевода на более

высокую орбиту населенного спутника — межпланетной станции, построенной на орбите, имеющей малую высоту. Следует отметить, что в ряде случаев — например, для спутников связи (активных ретрансляторов), навигационных и др. — применение электроракетных двигателей оказывается особенно выгодным в связи с тем, что на таких спутниках питание разнообразной аппаратуры должно осуществляться с помощью бортовой энергетической установки. Вследствие этого одна и та же бортовая электростанция может служить поочередно для питания электроракетных двигателей и аппаратуры. Этим самым вес бортовой электростанции, являющейся, как указывалось выше, основной частью веса всей электроракетной двигательной установки, становится полностью или частично весом полезного груза. Понятно, что преимущество электроракетного двигателя по сравнению с термохимическим, таким образом, существенно возрастает.

Другое преимущество электроракетных двигателей для подобного назначения заключается в том, что они позволяют осуществлять простое включение и выключение, а также регулирование величины тяги. Так, например, в случае электротермических двигателей мощность не зависит от расхода рабочего вещества, вследствие чего простое изменение этого расхода приводит к изменению средней температуры вытекающей реактивной струи и соответственно скорости истечения; естественно, что такие двигатели должны строиться с учетом возможности регулирования расхода рабочего вещества. В свою очередь и ионные двигатели позволяют осуществлять весьма точное регулирование величины и, как отмечалось выше, направления силы тяги. Легко видеть, насколько важно это преимущество и для управления спутниками с Земли, и для так называемых верньерных ракетных двигателей космических ракет, служащих для управления их полетом. Впрочем, это достоинство электроракетных двигателей может оказаться весьма ценным и при их использовании в качестве основных двигателей межпланетных кораблей. Так, оказывается, что наимыгоднейший полет электроракетного межпланетного корабля требует не только регулирования тяги его двигателя по определенному закону, но также и строго определенного изменения удельного импульса, т. е. скорости истечения. К счастью, для большинства электроракетных двигателей это вполне осуществимо.

Если для использования на спутниках принципиально пригодны как электроракетные, так и термохимические ракетные двигатели (причем в одних случаях выгоднее первые, а в других — вторые), то иначе обстоит дело в отношении космических ракет для межпланетных полетов. Когда эти полеты характеризуются большой идеальной скоростью, как это имеет место, например, для полетов на планеты с возвращением на Землю или полетов к внешним планетам Солнечной системы, то они могут быть совершены только с помощью электроракет. Это объясняется чрезмерно большой затратой обычных химических топлив на такие полеты из-за малого удельного импульса термохимических двигателей. Поэтому стартовая масса корабля получается чрезмерно большой.

То же относится и к продолжительности полета, ибо если его целью являются «окраинные» районы Солнечной системы, то продолжительность полета термохимических ракет становится, как указывалось выше, чрезмерно большой (расплата за полет с неработающим двигателем!), тогда как в случае электроракет она оказывается уже приемлемой.

Большие преимущества связаны с использованием электроракет для целей грузовых перевозок, например, к населенным орбитальным станциям, поселениям на Луне и др. Конечно, и в этом случае речь может идти лишь о полетах с низкорасположенной околоземной орбиты на такую же орбиту вокруг Луны. Размах подобных грузовых перевозок как при строительстве этих космических баз, так и впоследствии для снабжения их населения может оказаться очень большим. Понятно, как важно осуществлять их с минимальными затратами топлива.

Насколько велики в этом отношении преимущества грузовых электроракет, видно из примера, приведенного (Штулингером<sup>1)</sup>). При полезной нагрузке 100 т масса расходуемого на полет рабочего вещества составит всего 19 т! Это составляет меньше 20% (в будущем доля полезного груза может достичь даже 90%), тогда как в случае термохимической ракеты соответствующая величина составила бы сотни, если не тысячи процентов. Правда, продолжительность полета к Луне с возвращением составит примерно 2 месяца, но это не имеет решающего значения.

<sup>1)</sup> Astronautics, I, 1961.

Вот что значит удельный импульс ионного двигателя 8000 сек, принятый в этом расчете.

Конечно, электроракеты обладают не одними только достоинствами. Так, например, малая тяга ЭРД и связанная с ней большая продолжительность разгона, происходящего в поле тяготения, приводят к увеличению так называемых гравитационных потерь. Это в свою очередь вызывает увеличение характеристической скорости и соответственно расхода энергии (и рабочего вещества) на совершение полета. Во многих случаях увеличенный удельный импульс с лихвой перекрывает это увеличение расхода рабочего вещества, однако это требует тщательного рассмотрения в каждом конкретном случае. В частности, это обстоятельство ограничивает величину минимального допустимого начального ускорения — при слишком малых ускорениях возрастание характеристической скорости из-за гравитационных потерь становится чрезмерным. Так, по данным некоторых зарубежных авторов, при полете к Луне минимальная величина ускорения составляет  $10^{-2} g$ , при полете к Марсу и Венере  $10^{-4} g$ , при полете к дальним планетам  $10^{-5} g$ . Однако приводятся и меньшие значения.

Если бы электроракеты были в состоянии развивать большую по величине тягу, то их применение было бы значительно более выгодным. В этой связи, между прочим, стоит упомянуть одну указывающуюся в зарубежной литературе возможность улучшения характеристик электроракеты. Если, допустим, речь идет о переводе спутника на более высокую орбиту, то выгоднее было бы осуществлять разгон не все время. Применяя аккумулярование электроэнергии, например, в батареях на участках орбиты вблизи ее апогея, когда действие тяги двигателя менее эффективно с точки зрения разгона ракеты, можно было бы затем использовать накопленную энергию для создания увеличенной импульсной тяги двигателя на участке орбиты у ее перигея, где разгон, как это показал еще Ф. А. Цандер, более выгоден. Конечно, это требует учета дополнительного веса аккумуляторов, но, как показывает теоретический анализ, может оказаться выгодным в ряде случаев.

Это только один пример сложных проблем, связанных с осуществлением наивыгоднейшего полета электрических межпланетных кораблей. Исследованию такого полета, в частности, так называемых оптимальных траекторий, при

полете по которым длительность полета оказывается наименьшей, посвящено много исследований советских и зарубежных ученых<sup>1)</sup>. Для таких расчетов широко применяются электронные вычислительные машины. Интересно, в частности, как зависит продолжительность полета электроракеты от ее ускорения, создаваемого двигателем. На первый взгляд кажется, что величина ускорения непосредственно определяет продолжительность полета — ведь с ростом ускорения возрастает и средняя скорость ракеты. Но в действительности, как об этом упоминалось в гл. 8, влияние ускорения на продолжительность полета может оказаться практически несущественным. Так именно получается, в частности, в случае полета к Марсу или Венере, хотя, например, в полете к более отдаленным планетам роль ускорения становится уже существенной. Это объясняется тем, что в полете к Марсу или Венере скорость ракеты в основном определяется не ее ускорением, а орбитальной скоростью Земли, равной, как известно, примерно 30 км/сек. Поэтому, например, возрастание ускорения вдвое уменьшает продолжительность полета всего на  $1/5$ . Иное дело — более отдаленные цели, в полете к которым роль ускорения ракеты в ее конечной скорости неизмеримо больше.

Легко видеть, что при неизменной силе тяги ускорение электроракеты, как и всякой другой ракетной системы, будет в полете постепенно возрастать — ведь ее масса уменьшается в связи с расходом топлива (рабочего вещества) при работе двигателя. Однако для электроракеты это возрастание гораздо меньше, чем для термохимической ракеты, поскольку и относительный запас рабочего вещества на ней несравненно меньше. Если, например, при старте величина относительного запаса топлива равна  $1/2$ , т. е. масса топлива составляет ровно половину от общей стартовой массы ракеты<sup>2)</sup>, то конечная величина ускорения (к моменту выработки всего рабочего вещества) будет всего вдвое больше начальной.

Для термохимической ракеты моменту выработки всего топлива соответствует обычно не только максимальное

<sup>1)</sup> «Космические исследования», Акад. наук СССР, V—VI, 1967, т. 5, вып. 3, стр. 339.

<sup>2)</sup> Как показывает теория, этому случаю соответствует, при данных значениях мощности двигателя и продолжительности полета, максимальное начальное ускорение. (По Штулингеру и Зейтцу).

ускорение, но и максимальная скорость полета (в конце активного участка траектории). Не так обстоит дело в случае электроракеты, ибо ее полет происходит совершенно иначе.

Как известно, траектория любого межпланетного полета термохимической ракеты складывается обычно из трех различных участков — короткого активного участка при старте, когда двигатель сообщает ракете необходимую космическую скорость, основного по длительности и протяженности участка пассивного полета в поле тяготения Солнца, когда двигатель не работает, и заключительного активного участка разгона или торможения, необходимого для выравнивания скорости корабля со скоростью планеты и посадки на планету. Таким образом, за все время полета, который может длиться месяцы и годы, двигатель работает считанные минуты — на коротких начальном и конечном участках траектории. Главная часть траектории, когда двигатель не работает и корабль совершает «дрейф» вокруг Солнца, представляет собой обычно дугу эллипса (полет по параболической и тем более гиперболической траектории связан с чрезмерно большой затратой топлива и нереален в ближайшем будущем).

Как же совершает свой полет электрический межпланетный корабль? Он стартует, как уже упоминалось, с орбиты искусственного спутника Земли, подобно не раз стартовавшим уже таким образом советским космическим ракетам. Прежде всего, конечно, скорость корабля должна возрасти от орбитальной (она может изменяться в широких пределах от 3—4 до 11 км/сек в зависимости от характера и высоты орбиты) до необходимой для преодоления земного тяготения, т. е. второй космической скорости, или параболической, равной (у поверхности Земли) 11,2 км/сек. Для термохимической ракеты этот разгон длится короткие минуты, причем самым выгодным было бы мгновенное возрастание скорости путем одного импульсного приложения силы тяги. Но, конечно, такой стремительный разгон невозможен — и потому, что он потребовал бы колоссальной тяги, и потому, что был бы связан со столь же огромными инерционными перегрузками, опасными не только для человека, но и для самого корабля. Обычно используются максимальные допустимые перегрузки, в 4—8 раз превышающие ускорение земного тяготения. Это значит, что скорость корабля под дей-

ствием тяги двигателя возрастает каждую секунду на 40—80 м/сек. Соответственно и тяга двигателя ракеты должна в 4—8 раз превышать ее вес.

Но тяга электроракетного двигателя столь мала, что вызываемое ею ускорение корабля в сотни и тысячи раз меньше ускорения земного тяготения, т. е. равно  $10^{-2} \div 10^{-4} g$ , а иногда даже и меньше. Это значит, что каждую секунду скорость корабля возрастает всего на несколько миллиметров или от силы десятков миллиметров в секунду. Понятно, что соответственно возрастает и продолжительность полета с работающим двигателем — она составляет уже не минуты, а часы и дни. Действительно, если нужно, например, увеличить скорость корабля при старте с 7 до 11,5 км/сек, т. е. на 4,5 км/сек, а ускорение ракеты составляет  $10^{-4} g$ , т. е. 1 мм/сек, то, очевидно, разгон корабля с работающим двигателем будет длиться  $4,5 \cdot 10^6$  сек. Пятьдесят два дня, почти два месяца, будет работать двигатель, разгоняя ракету до нужной скорости.

Конечно, эти расчеты носят условный характер, так как относятся к полету в так называемом свободном пространстве, в котором на корабль действует только сила тяги, а других внешних сил нет. В условиях реального старта с околоземной орбиты сопротивлением атмосферы можно, конечно, пренебречь, но ведь корабль будет стартовать в мощном гравитационном поле Земли. Поэтому старт корабля будет происходить совсем иначе, и в действительности, как мы увидим ниже, в результате работы двигателя скорость корабля не только не будет возрастать, а станет даже... уменьшаться. Двигатель «тормозит» взлетающий корабль?! Это кажется парадоксальным, но объясняется особенностями траектории взлетающего корабля.

Какова же будет траектория движения корабля, если он стартует с круговой орбиты вокруг Земли? Как только будет включен электроракетный двигатель корабля, под действием его тяги кинетическая энергия корабля возрастет. Кстати сказать, как показывает теоретический анализ, практически наивыгоднейшим будет направление тяги по касательной к траектории движения корабля (или очень близкое к этой касательной). Вследствие увеличения кинетической энергии корабль уже не сможет двигаться по прежней орбите и перейдет на другую более удаленную от Земли. При этом кинетическая энергия будет



израсходована на увеличение его потенциальной энергии и скорость корабля упадет, она станет даже меньше начальной. Если вдуматься, то в этом, конечно, нет ничего странного: ведь известно, что чем дальше спутник от Земли, тем меньше его орбитальная скорость. Поскольку двигатель работает непрерывно, траектория полета корабля превратится в постепенно раскручивающуюся спираль. Один за другим будут наматываться на земной шар витки

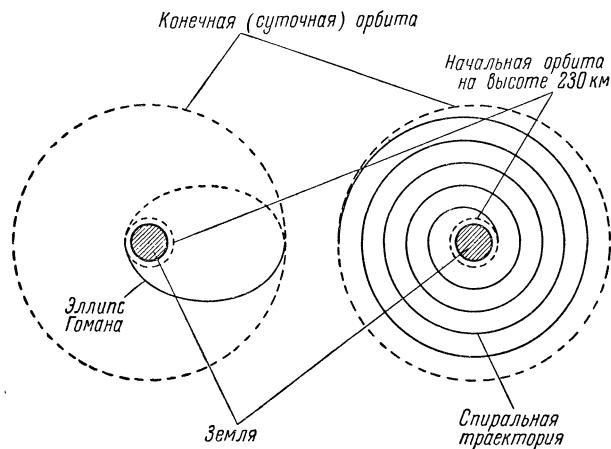


Рис. 175. Переход с низко- на высоколежащую (суточную) орбиту искусственного спутника Земли с помощью ракеты большой и малой тяги. Слева — эллиптическая орбита перехода при большом отношении тяги к весу ракеты. Справа — спиральная орбита перехода при малом отношении тяги к весу (Reprint ARS, № 995, 1959).

этой спирали, десятки и сотни витков, вычерчивающих в космосе некое подобие гигантской часовой пружины (рис. 175). Высота корабля над Землей будет постепенно возрастать, а его скорость — уменьшаться. Следует отметить, впрочем, что, как показал теоретический анализ, истинные значения высоты и скорости будут совершать своеобразные колебания небольшой амплитуды относительно этих усредненных законов их изменения.

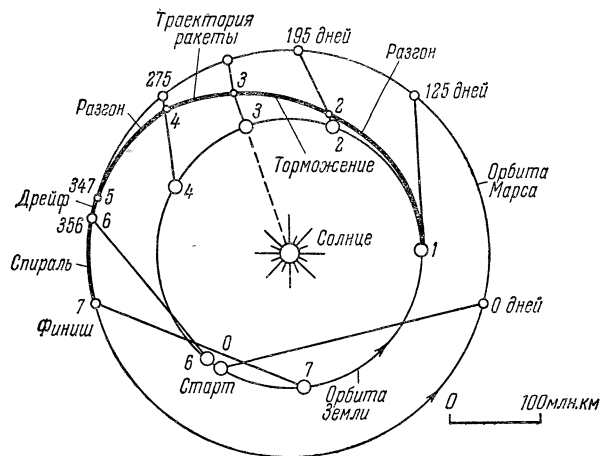
Так и получается, что скорость взлетающего корабля, «разгоняемого» двигателем, не возрастает, а уменьшается. Но зато возрастает его расстояние от Земли, а вместе с ним

уменьшается, как известно, и параболическая скорость, т. е. скорость отрыва. Вот почему постепенно уменьшающаяся скорость стартующего корабля, наконец, превзойдет параболическую и спираль перейдет в эллипс дрейфующего полета вокруг Солнца. После этого, через 3—4 месяца после старта, двигатель корабля будет наконец остановлен.

Но нужна ли остановка двигателя после столь длительной непрерывной работы? Конечно, необходимости в его дальнейшей работе нет, но зато нет крайней нужды и в остановке — ведь двигатель расходует очень мало топлива. Если не останавливать двигатель еще, допустим, месяц, то он израсходует относительно немного дополнительного топлива, но зато скорость на основном участке «безмоторного» полета возрастет и соответственно уменьшится общая продолжительность межпланетного путешествия.

Предельным случаем был бы такой, когда двигатель работает первую половину всего пути для разгона корабля, а вторую половину работает уже для его торможения. Естественно, что при этом продолжительность полета была бы минимальной, а скорость, которую развивает корабль в полете, — максимальной. Так, например, при этой методике полета постоянное ускорение  $1 \text{ мм/сек}^2$  за 6 месяцев полета обеспечит увеличение скорости на  $16 \text{ км/сек}$ , а затем в течение следующих 6 месяцев эта скорость будет погашена. Всего, таким образом, за один год будет пройдено расстояние порядка 160 млн. км. Естественно, что траектория такого полета будет уже отличаться от обычного эллипса, характерного для пассивного дрейфа, и будет близка к логарифмической спирали.

Весьма интересно, что даже при весьма малом ускорении подобный полет может длиться значительно меньше времени, чем пассивный полет термохимической ракеты по наимыгоднейшему эллипсу («эллипсу Гомана»). Это объясняется существенным уменьшением проходимого пути. Так, для солнечно-парусного корабля (см. гл. 9), который совершает как раз подобный «спиральный» полет (рис. 176) с ускорением порядка  $1,6 \cdot 10^{-4} g$ , продолжительность полета к Марсу составила бы всего 118 дней по сравнению с 260 днями для термохимической ракеты. Полет электроракеты с начальным ускорением  $0,67 \cdot 10^{-4} g$  займет 401 день.



- 0-1 - Участок спирального взлета с Земли  
1-2 - Участок разгона ракеты  
В т.3 - Ракета находится на прямой Земля-Солнце  
2-4 - Участок торможения ракеты  
4-5 - Участок разгона ракеты  
5-6 - Участок дрейфа  
6-7 - Участок спирального снижения у Марса

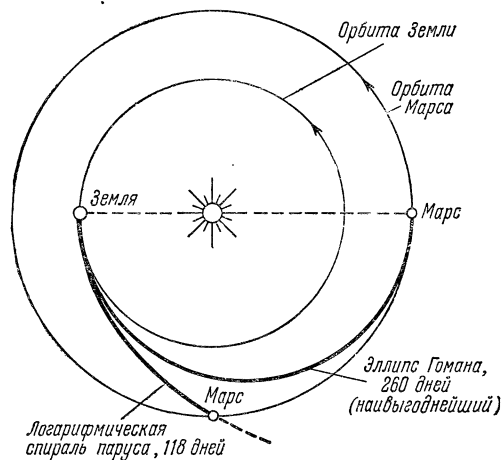


Рис. 176. Траектории полета ракет малой тяги на Марс. Сверху — полет электроракеты, снизу — полет солнечно-парусной ракеты (Spaceflight, X, 1959).

Но вот корабль приблизился к планете — цели назначения — и вошел в сферу ее тяготения. Теперь, чтобы превратиться в спутника планеты на заданной орбите, необходимо уменьшить скорость с гиперболической относительно этой планеты до нужной круговой. Торможение с помощью двигателя снова приведет к тому, что корабль начнет описывать вокруг планеты витки плоской спирали, только теперь уже закручивающейся, пока эта спираль не перейдет в круговую орбиту.

Следует отметить, что проблема навигации в мировом пространстве для электрического межпланетного корабля оказывается более простой, чем для обычной термохимической ракеты. Это объясняется тем, что в случае электроракеты отсутствует длительный полет с выключенным двигателем, требующий чрезвычайно точного соблюдения начальных условий (величины и направления скорости корабля). С другой стороны, работа электроракетного двигателя в течение значительной части, если не всего полета, упрощает задачу осуществления необходимой корректировки траектории полета. Правда, наряду с этими преимуществами электрического межпланетного корабля в отношении космонавигации он обладает недостатками, о которых выше уже упоминалось. Они связаны с тем, что малая тяга двигателя приводит к серьезным трудностям при выполнении корректирующих маневров, а некоторые из них оказываются и вовсе невозможными.

На рис. 177 показаны две траектории полета на Луну, одна — для термохимического, другая — для электроракетного корабля. В этом случае эллипс описывается, конечно, относительно Земли, а не Солнца, причем витки спирали вокруг Луны превращаются (в движении относительно Земли) в волнистую кривую, подобно той, которую описывает Луна относительно орбиты Земли.

Интересно сравнение данных такого полета с двигателями различного типа и одним и тем же полезным грузом 900 кг; стартовая орбита находится на высоте 650 км над земной поверхностью, финишная — на высоте 160 км над поверхностью Луны. Термохимическая ракета с удельным импульсом 325 сек будет иметь стартовую массу примерно 4 т, из которых на долю топлива придется более половины — 2,6 т, тяга двигателя составит 14,5 Т (это соответствует начальному ускорению  $\frac{14,5}{4}g$  — примерно 3,6 g).

продолжительность его работы 1 минута, длительность всего полета примерно 5 дней. Электротермическая ракета с удельным импульсом 1200 сек будет иметь стартовую

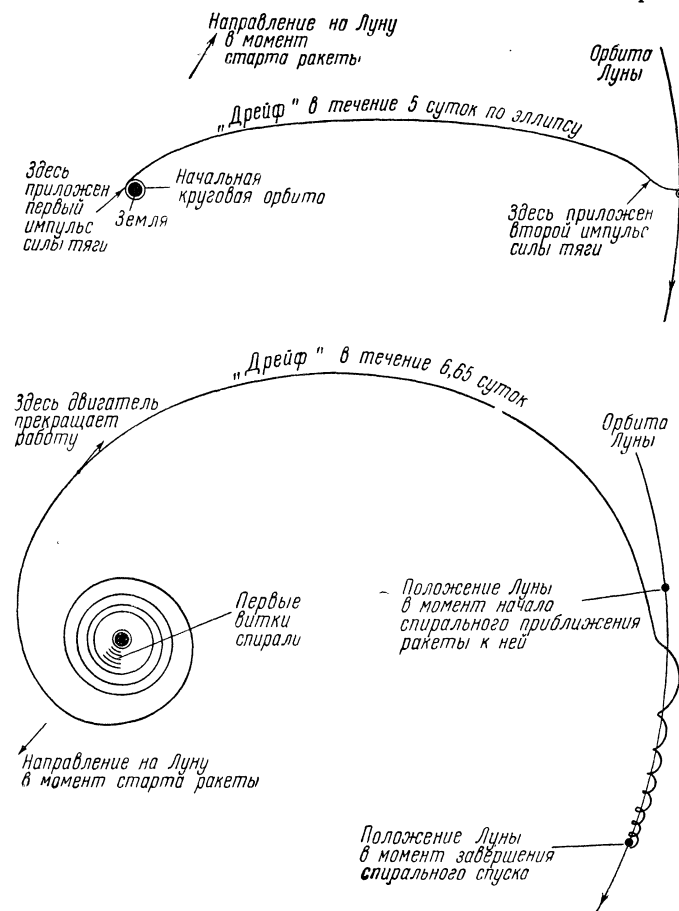


Рис. 177. Траектории полета термохимической ракеты (сверху) и электроракеты с околоземной к окололунной орбите (траектории приведены в системе координат с центром в центре Земли) (Scientific American, III, 1961).

массу около 3,5 т, из которых масса рабочего вещества составит примерно 1,4 т, т. е. около 40%, тяга двигателя будет равняться 1,55 кГ, продолжительность его работы

12 дней, а всего полета 19 дней. В случае плазменного электромагнитного двигателя с удельным импульсом 2000 сек стартовая масса ракеты составит 2,3 т, из которых масса рабочего вещества 690 кг (т. е. около 25%); тяга двигателя 450 Г, продолжительность его работы 28 дней, а всего полета 35 дней. Наконец, для электростатического ионного двигателя с удельным импульсом 5000 сек стартовая масса ракеты будет минимальной — всего примерно 1,6 т, из которых на долю рабочего вещества придется 135 кг (примерно 8,5%), тяга будет равняться 58 Г, продолжительность работы двигателя и всего полета 150 дней.

Увеличение удельного импульса выше 5000 сек для данного случая нецелесообразно, так как масса ракеты уменьшится при этом незначительно, а продолжительность полета чрезмерно возрастет. Эти данные отчетливо показывают влияние величины удельного импульса на размеры ракеты, расход топлива, тягу двигателя и продолжительность его работы, а также длительность полета. Даже этот, далеко не самый характерный пример применения электроракет свидетельствует о замечательных перспективах, которые они открывают космонавтике.

В том, что электроракеты намного расширяют возможности космонавтики и позволяют существенно превзойти наилучшие показатели термохимических ракет, нет, конечно, ничего удивительного. Ведь условия применения тех и других оказываются совершенно различными, говоря по существу, несравнимыми.

На самом деле мы обычно представляем себе ракету в виде длинного сигарообразного тела, с адским грохотом стремительно уносящегося в небо. Этот образ в общем глубоко верен, ибо воплощает в себе все основные характерные особенности обычной термохимической ракеты. Ей нужно с большой скоростью преодолеть плотные слои атмосферы, поэтому она должна обладать соответствующей аэродинамической формой, обеспечивающей минимальное лобовое сопротивление и должную устойчивость в полете. Так появляется длинная сигара. Требование возможного уменьшения огромной по своей величине затраты топлива заставляет ускорять взлет ракеты с тем, чтобы она вертикально пересекла плотные слои атмосферы в более короткое время и смогла начать горизонтальный разгон, не связанный с гравитационными потерями. Так возникает необходимость в двигателе огромной тяги, способном

обеспечить быстрый разгон, значительное ускорение ракеты. А вместе с большой тягой появляется и грохот.

Мы видим, что очень многое в ракете определяется условиями ее полета в атмосфере. Но зачем ракете мощный двигатель, большие ускорения, аэродинамическая обтекаемая форма, когда она оказывается уже вне атмосферы и приобретает первую космическую скорость? Все это оказывается ненужным, лишним, сплошь да рядом вредным. Но что поделаешь, если одна и та же ракета должна совершать полет в столь различных условиях!

Понятно, что электроракета оказывается в этой связи в гораздо более выгодном положении. Она освобождена от ограничений, накладываемых стартом с Земли и полетом в плотной атмосфере. Поэтому-то становится возможным использование малых тяг, малых ускорений, причудливых «неудобообтекаемых» геометрических форм, двигателей, способных работать лишь в вакууме мирового пространства, конструкции, рассчитанной на меньшие инерционные перегрузки и потому более легкой. Естественно, что такая ориентация на одни, вполне определенные условия работы создает преимущество электроракете перед термохимической ракетой, вынужденной считаться с совершенно различными условиями на разных участках полета. Точно так же очевидно, что наилучшие результаты могут быть достигнуты при использовании ракет обоих типов — каждой на своем участке, для которого она лучше приспособлена.

Но преимущества электроракетных двигателей не ограничиваются перечисленными выше количественными различиями в характеристиках. Как часто бывает в науке и технике, нарастание количественных изменений приводит затем к изменениям, носящим уже качественный характер, — так проявляется в этих случаях диалектический закон перехода количества в качество.

Одно из таких отличий электроракет, носящих уже качественный характер, заключается в снятии принципиальных ограничений в отношении возможностей совершенствования, характерных для термохимических ракет. Действительно, сама природа химической энергии ограничивает максимально возможную величину удельного импульса. В случае электроракет такого ограничения нет и, по существу, становится принципиально возможной любая величина удельного импульса, вплоть до максимально

возможной в природе ( $3 \cdot 10^7$  сек), соответствующей скорости света.

Другое аналогичное качественное отличие электроракет связано с тем, что и скорость их полета, в отличие от термохимических ракет, принципиально может сколь угодно близко подойти к скорости света. В особенности это относится к квантовым ракетам.

Но, как известно, движение со скоростями, близкими к скорости света, не подчиняется уже законам классической механики Галилея и Ньютона. На смену им в этом случае приходят законы релятивистской механики, основывающейся на положениях специальной теории относительности Эйнштейна. С законами релятивистского полета ракеты, с новыми физическими явлениями, сопровождающими такой полет, связаны замечательные перспективы развития космонавтики в отношении необычайного сокращения длительности сверхдалних космических полетов.

На первый взгляд это кажется несколько неожиданным. Ведь, как известно, одним из краеугольных камней теории относительности является положение о неизменности скорости света в пустоте, о том, что она представляет собой максимально возможную в природе скорость, которая не может быть превзойдена. Понятно, что это не может не обескураживать космонавтику, ибо, очевидно, равносильно утверждению о том, что полет к далеким звездам оказывается практически нереальным хотя бы вследствие своей колоссальной длительности соразмерно с продолжительностью человеческой жизни. Вот если бы скорость полета могла стать сколь угодно большой, гораздо большей скорости света, что не противоречит классической ньютоновской механике... Вот тогда бы открывалась возможность, пусть хоть теоретическая, принципиальная, совершить полет к звездам в течение одной человеческой жизни. Но увы, теория относительности не оставляет сомнений на этот счет — скорость света превзойдена быть не может. Где же тут «замечательные» перспективы космонавтики, о которых шла речь выше?

И тем не менее именно релятивистская, а не классическая механика открывает человечеству путь к звездам. Именно потому, что скорость света не может быть превзойдена, и это естественно ограничивает минимально возможную продолжительность полета, эта продолжительность



и может быть... уменьшена. Секрет этого парадоксального утверждения кроется в объективных особенностях движений с весьма большими, релятивистскими скоростями, особенностях, раскрываемых теорией относительности Эйнштейна.

Мы не станем здесь рассказывать об основных положениях специальной теории относительности Эйнштейна, как он назвал свою теорию быстрых движений, происходящих со скоростью, достаточно близкой к скорости света. Для ознакомления с этими положениями читатель должен обратиться к многочисленным научно-популярным книгам и статьям, посвященным теории относительности.

Речь пойдет ниже лишь о тех выводах, которые следуют из теории относительности применительно к полету космических ракет.

Один такой важнейший вывод касается основного уравнения движения ракеты, приведенного в гл. 2 и известного как уравнение Циолковского. По этому уравнению конечная скорость ракеты зависит только от двух величин: скорости истечения отбросной массы  $W$  и отношения начальной и конечной масс ракеты  $m$ .

Следовательно, эта конечная скорость ракеты не зависит, в частности, от ее начальной скорости: с какой бы начальной скоростью ни летела ракета, приращение скорости под действием тяги двигателя будет всегда одним и тем же, зависящим лишь от  $W$  и  $m$ . Иначе решает эту же задачу релятивистская механика: по ее утверждению, приращение скорости является прямой функцией ее начального значения. Это утверждение принципиально верно при любой сколь угодно малой величине начальной скорости, но когда начальная скорость становится очень малой, то и ее влияние на приращение скорости тоже пренебрежимо мало, вследствие чего уравнение Циолковского оказывается практически безупречным.

Дело меняется, когда начальная скорость полета ракеты  $V$  становится заметной сравнительно со скоростью света  $c$ , т. е. когда становится существенно отличной от нуля величина отношения  $V/c$ . Это отношение обычно называют числом Эйнштейна, оно играет в релятивистской механике околосветовых скоростей столь же важную роль, как число  $M$ , представляющее собой отношение скорости полета к скорости звука, в механике около- и сверхзвукового полета.

Действительно, если уравнение ракеты в классической механике, т. е. уравнение Циолковского  $V = W \ln m$  или  $m = e^{V/W}$ , то в релятивистской механике оно приобретает вид

$$m = \left( \frac{1 + \frac{V}{c}}{1 - \frac{V}{c}} \right)^{c/2W}.$$

Это уравнение, несколько более сложное (оно получено впервые Эно Пельтри в 1930 г. и превращается в уравнение Циолковского при  $V/c$ , стремящемся к нулю), показывает, что необходимое отношение масс зависит не просто от отношения конечной скорости ракеты  $V$  к скорости истечения  $W$ , а от двух отношений — скорости ракеты  $V$  к скорости света  $c$  и скорости истечения  $W$  к скорости света  $c$ . Кроме того, из уравнения явствует, что когда скорость  $V$  приближается к  $c$ , т. е. число Эйнштейна стремится к единице, то величина отношения масс  $m$  стремится к бесконечности (знаменатель  $1 - \frac{V}{c}$  стремится к нулю). Это значит, что даже при сколь угодно большом отношении масс  $m$  скорость полета не может стать равной скорости света (вот оно, принципиальное ограничение релятивистской механики!).

Приведенное выше релятивистское уравнение ракеты относится к системе координат, связанной с точкой старта, т. е., например, с Землей. В классической механике это замечание не имеет смысла, ибо уравнение Циолковского справедливо в любой системе координат. Иное дело — релятивистская механика. Оказывается, в этой механике для так называемой собственной системы координат, т. е. связанной с ракетой системы с движущимся наблюдателем, действительны свои, особые, отличные от первой системы величины скорости движения ракеты относительно точки старта  $V'$  и скорости истечения  $W'$ .

Мало того, даже такие, казалось, незыблемые величины, как масса, время, размеры, также изменяются при переходе от одной системы координат к другой. Этот пересчет величин должен производиться с помощью преобразования Лоренца, имеющего вид

$$\sqrt{1 - \frac{V^2}{c^2}}.$$

Все величины в движущейся ракете («собственные» значения) получаются умножением тех же величин в неподвижной системе координат на преобразователь Лоренца.

Интересно, что в «собственной» системе координат уравнение Циолковского сохраняет правильность, но дело-то в том, что «собственная» скорость  $V'$ , входящая в это уравнение, не имеет физического смысла хотя бы потому, что она может как угодно сильно превосходить скорость света. И все же именно в этой разнице систем отсчета на Земле и летящей ракете суть замечательных возможностей, раскрывающихся перед космонавтикой.

В соответствии с выводами специальной теории относительности, уже не раз подтвержденными экспериментально, на летящей с большой скоростью ракете течение времени замедляется — «собственное» время отстает от земного.

Одновременно происходит и сокращение всех размеров в направлении полета. Именно этим и объясняется упомянутое выше безграничное возрастание «собственной» скорости ракеты. Эти явления начинают практически проявляться, начиная со скорости ракеты, равной примерно  $\frac{2}{3}$  от скорости света (число Эйнштейна равно 0,65—0,7).

Следствия «замедления» времени в быстро летящей ракете оказываются столь парадоксальными, что им с трудом веришь, однако это — непреложный вывод науки. И именно эти следствия открывают космонавтике путь к далеким звездным мирам. Полет к звезде, находящейся на расстоянии во много световых лет, т. е. на расстоянии, которое свет со своей рекордной скоростью пробегает только за многие годы, любой звездолет может совершить, очевидно, лишь за еще большее время — ведь его скорость меньше скорости света. Так оно и будет по часам земных наблюдателей, отправивших корабль в его многолетний рейс. Но иначе будут отсчитывать время часы самих звездоплавателей, находящихся на корабле, — они будут идти гораздо медленнее, если скорость ракеты близка к скорости света. Поэтому и еще потому, что для звездоплавателей расстояние до звезды сократится, их корабельные «спидометры» зарегистрируют «собственную» скорость, гораздо большую световой. Все путешествие, если не считать периодов разгона, а потом завершающего торможения корабля, для его пассажиров может длиться не тысячи и миллионы лет, а всего годы. Вот почему,

возвратившись на Землю из своей «кратковременной» межзвездной экскурсии, астронавты не узнают своей родной планеты и не найдут своих родных и близких — на Земле за это время пройдут века и тысячелетия.

Вот неоспоримые цифры. Если корабль мчится в космосе с «собственной» скоростью, в 18 раз большей скорости света, то за одну секунду жизни звездоплавателей жители Земли проживут 1 год. Если «собственная» скорость еще возрастет до значения, превышающего скорость света в 32 раза, то та же секунда превратится для «землян» в ... миллион лет! Интересно, что при такой скорости полета расстояние до ближайшей к нам звезды — Проксимы Центавра, равное 4,27 светового года, для звездоплавателей в их «собственной» системе отсчета будет равно всего... 1 км! Они пролетят его всего примерно за 50 микросекунд, т. е. за 50 миллионных долей секунды! Но для этого истинная скорость корабля для земных наблюдателей должна отличаться от скорости света с всего примерно на  $10^{-13}$  с, т. е. на 30 микронов в секунду (это при скорости света 300 000 км/сек).

Конечно, во всех практических случаях полета разгон до необходимой околосветовой скорости должен осуществляться лишь постепенно, поскольку экипаж корабля и его конструкция не допускают значительных инерционных перегрузок. Если принять ускорение корабля постоянным и равным земному, чтобы был обеспечен максимальный комфорт звездоплавателям, то продолжительность разгона составит примерно  $3 \cdot 10^7$  сек, или около года. Столько же времени потребует и заключительное торможение корабля. Само собой разумеется, что это несколько увеличит продолжительность полета, но вряд ли уменьшит его привлекательность для звездоплавателей.

К сожалению, есть иные, гораздо более серьезные препятствия на пути к осуществлению такого полета. И на первом месте, конечно, в этой связи следует упомянуть проблему энергии, необходимой для реализации межзвездной экспедиции. Нетрудно себе представить, что разгон межзвездного корабля до необходимой околосветовой скорости потребует затрат колоссальной энергии. Однако истинная величина этой энергии все же оказывается, пожалуй, неожиданно большой.

Нечего и говорить о том, что химическая энергия в этих случаях не может рассматриваться (для достижения

скорости, равной половине скорости света, соотношение масс должно равняться  $10^{401}$ ). Мало того, и ядерная энергия, выделяющаяся в процессах деления или синтеза, также оказывается совершенно недостаточной (достижение скорости, равной 0,6 скорости света, потребует соотношения масс  $10^7$ ). Речь может идти лишь о полном использовании «эйнштейновской» потенциальной энергии вещества, например, выделяющейся в процессах аннигиляции, т. е. в квантовой ракете, или же, например, в электроракете при скорости истечения, близкой к скорости света. Но и в этом предельном случае расход рабочего вещества получается все же чрезмерно большим.

Как показывает расчет, при наличии на борту корабля рабочего вещества с массой, равной массе самого корабля, может быть достигнута скорость полета, равная примерно половине скорости света. Но даже наиболее короткий межзвездный полет — к Проксиме Центавра<sup>1)</sup>, когда он совершается с постоянным ускорением, равным земному (до половины пути — разгон, затем — торможение), потребует уже расхода рабочего вещества в 40 кг на каждый килограмм массы корабля, которая достигнет цели назначения. Такой перелет будет длиться 6 лет, тогда как по часам звездоплавателей пройдет 3,6 года. Максимальная скорость звездолета (в середине пути) будет в этом случае меньше скорости света всего примерно на 0,1%.

При дальнейшем увеличении скорости полета расход рабочего вещества быстро возрастает. Так, например, если полет корабля с постоянным ускорением, равным земному, будет длиться уже не 3,6 года по часам звездоплавателей, как в предыдущем примере, а 42 года (за это время будет пройден путь  $2,4 \cdot 10^9$  световых лет!), то на каждый килограмм корабля придется израсходовать в процессе аннигиляции  $10^9$  кг рабочего вещества!

Некоторого уменьшения расхода рабочего вещества можно достичь, если разбить весь путь корабля до далекой цели не на два равных участка (сначала разгон, потом торможение), а на три, так что между двумя указанными выше участками будет находиться участок полета с выключенным двигателем и, следовательно, с постоянной (максимальной) скоростью (рис. 178). Для полета

<sup>1)</sup> Если все размеры во Вселенной уменьшить так, чтобы земной шар стал шариком диаметром 1 мм, то Проксима окажется на расстоянии 2700 км от этого шарика!

с возвращением это будет означать не 4, а 6 участков. Если принять в качестве максимального практически допустимого отношения стартовой массы корабля к массе полезной нагрузки величину, равную 1300, то можно определить практически возможную дальность межзвездного полета. По расчетам итальянского профессора Крокко, в случае полного использования «эйнштейновской» энергии

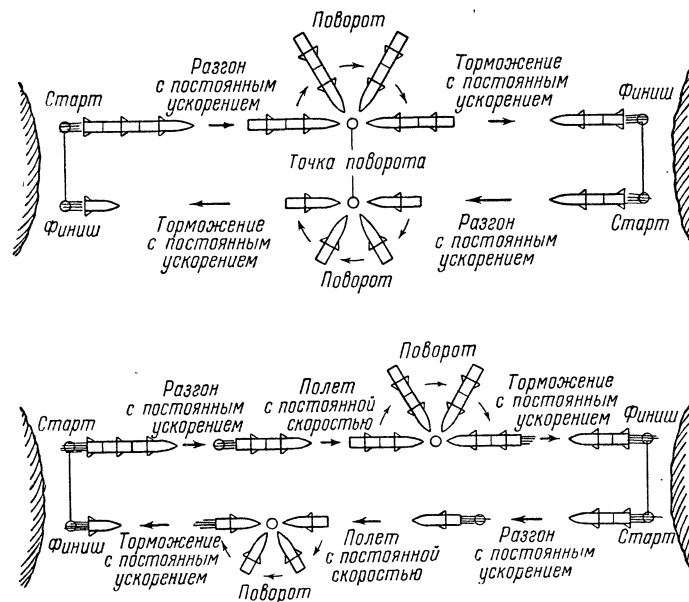


Рис. 178. Космический полет с возвращением, состоящий из четырех (сверху) и шести этапов (Missiles and Rockets, IV, 1958).

такой полет может быть осуществлен на расстояние 16 световых лет при разбивке его на 4 участка и на расстояние 34 световых года при разбивке на 6 участков. В первом случае может быть достигнута любая из примерно пятидесяти ближайших к Земле звезд, во втором — одна из 480 звезд.

Как видно, колоссальное количество энергии, которую нужно затратить на совершение дальнего звездного полета, не позволяет использовать замечательные возможности полета со сверхсветовой «собственной» скоростью.

Значит ли это, однако, что наука не видит никаких перспектив в этом отношении?

Вовсе нет. Правда, сегодня еще нельзя с полной уверенностью сказать, какую именно из намечающихся возможностей удастся реализовать в действительности. Нельзя, конечно, и предусмотреть еще не сделанные открытия. Но несомненно одно — настойчивые поиски путей в космос дадут должные результаты, человечество сумеет использовать все возможности, предоставляемые ему природой.

Одна из таких возможностей связана, как уже указывалось выше, с утилизацией межзвездного вещества в аннигиляционном ракетном двигателе звездолета. Как ни исчезающе мала плотность межзвездного газа — примерно один атом в кубическом сантиметре, — при огромной скорости звездолета он будет встречать на своем пути весьма значительное количество такого газа. А ведь в облаках, сгущениях межзвездного вещества его плотность в десятки раз больше. Еще больше эта плотность в своеобразных «дорожках» вещества, соединяющих между собой отдельные галактики. Не удивительно, что полеты от галактики к галактике некоторые ученые (например, эту идею высказывал в 1952 г. Цвикки) предлагают осуществлять именно по таким «дорожкам».

Для этого необходимо использовать встречные частицы вещества в своеобразном «прямоточно-фотонном» двигателе звездолета. Эти частицы будут «заглатываться» спереди приемником звездолета с поверхностью, например, в квадратный километр и «перерабатываться» в его двигателе в кванты излучения, испускаемые расположенным сзади излучателем. Конечно, это только схема, ни один ее элемент еще не только не создан, но пока не ясно даже, как именно можно его создать.

Но если уж ориентироваться на источники энергии, лежащие вне звездолета, что, конечно, весьма заманчиво, то еще более привлекательна принципиальная возможность использования не межзвездного вещества (его там все же относительно мало), а силовых полей космического пространства. О таких возможностях уже упоминалось выше. Электромагнитные поля, в особенности локальные, могут оказаться способными питать летящий звездолет энергией, необходимой для осуществления самых дальних межгалактических рейсов. Не исключено, что будут найдены и иные сверхмощные силовые поля, действующие

в мегамире (существуют весьма обоснованные научные предположения такого рода).

Наконец, нельзя исключать и уже упоминавшуюся выше возможность использования энергозаправочных станций, расположенных заранее вдоль трассы будущего полета звездолета. Планомерное проникновение этих станций в глубь космоса отмечало бы «магистраль», по которым стали бы устремляться к далеким мирам межзвездные корабли. От станции к станции, каждая из которых медленно циркулировала бы в заданном районе космоса, могли бы мчаться звездолеты, не сбавляя хода и на лету «заправляясь» лучистой энергией. В свою очередь станции накапливали бы запасы энергии в промежутках между такими «заправками», используя для этого один из упоминавшихся выше способов.

Чтобы закончить рассмотрение проблемы энергии, нельзя не упомянуть, естественно, и о такой волнующей возможности, как овладение силой тяготения и ее использование на службе космонавтики. До сих пор гравитация была лишь противником космонавтов и, вероятно, еще долго ею останется. Но наука не без оснований предполагает, что такое положение сохранится не всегда, что наступит момент, когда из врага она станет союзником. Когда будет до конца понята природа гравитационного поля, обнаружены «частицы» этого поля — гравитоны, фигурирующие ныне лишь в трудах физиков-теоретиков, то вполне реальной станет проблема использования энергии поля тяготения для ускорения движения космического корабля. Правда, можно думать, что это окажется решающей победой для космонавтики «ближнего действия», т. е. для расстояний, не слишком удаленных от Солнца и звезд, да и для многих отраслей «земной» техники и даже самого нашего быта. Что касается межзвездных перелетов, то они должны совершаться в основном через гигантские пространства крайне слабого гравитационного поля, так что для них использование энергии этого поля может и не иметь столь большого значения.

Ученые не сомневаются в том, что на тысячах и миллионах планет в окружающем нас мировом пространстве есть разумная жизнь. Знать это и не попытаться протянуть руку мыслящим существам — людям чужих миров, человек не может. Он попытается и победит.



## ОГЛАВЛЕНИЕ

---

|  |     |
|--|-----|
| Вместо предисловия . . . . .                               | 3   |
| <i>Глава 1</i>   |     |
| Могучее семейство . . . . .                                | 7   |
| <i>Глава 2</i>   |     |
| Сила и слабость химии . . . . .                            | 25  |
| <i>Глава 3</i>   |     |
| Ядерная ракета . . . . .                                   | 92  |
| <i>Глава 4</i>   |     |
| Вместо термохимических — электро-<br>термические . . . . . | 144 |
| <i>Глава 5</i>   |     |
| Тайны плазмы . . . . .                                     | 166 |
| <i>Глава 6</i>   |     |
| От «горячего» к «холодному» элек-<br>тричеству . . . . .   | 207 |
| <i>Глава 7</i>   |     |
| Электростанция на ракете . . . . .                         | 264 |
| <i>Глава 8</i>   |     |
| Электрические космические корабли                          | 342 |
| <i>Глава 9</i>   |     |
| Кванты в упряжке . . . . .                                 | 384 |
| <i>Глава 10</i>  |     |
| К звездам! . . . . .                                       | 408 |