

К. А. ГИЛЬЗИН

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОРАБЛИ

Н. А. ГИЛЬЗИН

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОРАБЛИ



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»

МОСКВА 1964

6Т5.2
Г 47
УДК 629.195

Scan+DjVu: AlVaKo
15/05/2025

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ
ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

ВМЕСТО ПРЕДИСЛОВИЯ

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 — крохотные планеты — спутники Солнца, 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» — так, что это уже не под силу природе. 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.

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.

Достаточно вспомнить — Лайка на спутнике, советский выпел на девственной лунной поверхности, фанта-

смагорические фотоснимки невидимой стороны Луны на газетных полосах, «Зоопарк в космосе», как называла мировая печать 2-й советский космический корабль-спутник, на котором находились разнообразные представители животного и растительного мира, — какие яркие страницы пока еще короткой, но бурной истории изучения космоса!

Новая эпоха в завоевании космоса началась с исторического полета Юрия Гагарина 12 апреля 1961 г. Впервые человек покинул Землю, чтобы взглянуть на нее со стороны, впервые он оказался лицом к лицу с космосом, по ту сторону воздушного «панциря», как называл земную атмосферу К. Э. Циолковский.

А теперь уже не один, а десять человек прошли по космическому пути, проложенному Гагариным. Шесть советских и четыре американских космонавта совершили орбитальные полеты вокруг Земли на космических кораблях-спутниках.

И, как всегда, — человечество уже привыкло к этому — особенно потрясли мир свершения советской космической науки. После космического витка Гагарина — первый длительный, суточный полет Германа Титова. Потом невиданный длительный групповой полет Андрияна Николаева и Павла Поповича, когда на околоземную орбиту один за другим были выведены сразу два космических корабля. И, наконец, еще более поразительный совместный полет советских космонавтов, сделавший июнь 1963 г. особенным, рекордным «космическим» месяцем.

В этом полете Валерий Быковский пробыл в космосе почти 5 суток (119 часов), совершив за это время 81 облет Земли и покрыв астрономическое расстояние в 3 миллиона 300 тысяч километров — феноменальный абсолютный рекорд в штурме космоса! Но особенно впечатляющей оказалась вторая часть этого полета, последние трое суток, когда Быковский был уже не один в космосе — к нему присоединился корабль «Восток-6», пилотируемый первой в мире женщиной-космонавтом Валентиной Терешковой. С восторгом всматривались миллионы потрясенных зрителей у нас в стране и за ее рубежом в улыбающиеся лица космонавтов на экранах своих телевизоров — советское космовидение вело свои уникальные передачи прямо из космоса, из кабин космических кораблей!

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 астронавтики 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 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 двигательными системами. Хотя пока еще такие корабли не существуют, можно думать, что будущее принадлежит именно им.

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 собой весь 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.

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

МОГУЧЕЕ СЕМЕЙСТВО

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-114. 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 побеги, пока почти не заметные на этом могучем дереве-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 эта 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 полу-

чена и другим путем, не в результате сгорания топлива, например так, как это происходит в солнечных котлах или в геотермических установках. В частности, строящаяся у нас 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»¹⁾).

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 горючая 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.

¹⁾ Следует иметь в виду, однако, что возможны и такие химические двигатели, в которых химическая энергия топлива непосредственно переходит в механическую работу, то есть 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 центростремительной силой. Величина этой силы пропорциональна квадрату скорости движения и обратно пропорциональна расстоянию до центра вращения. Таким образом, центростремительная 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 огромной скоростью, близкой к скорости света ¹⁾, а их расстояние до ядра ничтожно мало (порядка долей ангстрема), то такое движение может вызываться только очень большой центростремительной 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, центростремительная 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 «частичками» отрицательного электричества ²⁾.

Поскольку в обоих наших примерах — со спутником Земли и электроном атома — силы притяжения, хотя и

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

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

разные по своей природе, удерживают систему (такой 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 добаться, 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 позволяет получить 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 — силы 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.

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. Как известно, 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 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 энергией¹, как энергия связи искусственного спутника с Землей является энергией гравитационной. Значит, когда электроны приближаются к ядру (что соответствует снижению спутника), химическая энергия (в случае со спутником — гравитационная энергия) выделяется, в противоположном случае — затрчивается, 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 исходные²).

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

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

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

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 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 динамомашин 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 динамомашин, 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 совершат 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 замениться 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 Лаваля).

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

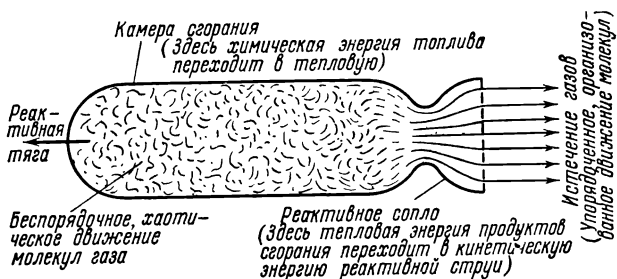


Рис. 1. «Химический» реактивный двигатель — тепловая машина.

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.

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 мощны, 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

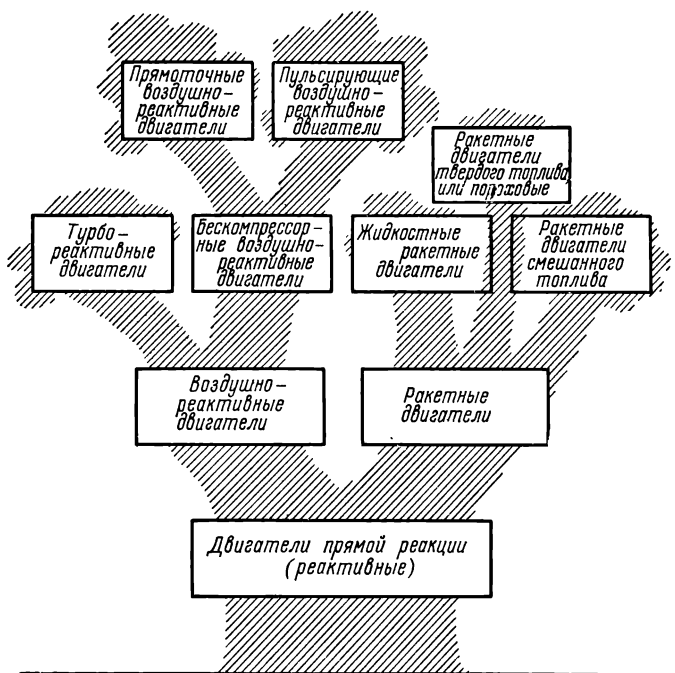


Рис. 2. Могучее семейство («химические» реактивные двигатели).

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, конечно же, это *турбореактивные* двигатели, устанавли-

вающиеся 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 разрабатываются¹⁾. 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.

Ниже мы узнаем и о других возможных способах использования воздушно-реактивных двигателей на службе космонавтики. Правда, это будут, как мы увидим, двигатели необычные, 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

¹⁾ См., например, *Technique et science aeronautique*, № 5, 1960.

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 агрегатное 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.

Пороховые ракетные двигатели в последнее время все чаще и чаще применяются и для дальних ракет, считавшихся обычно монопольной сферой применения жидкостных ракетных двигателей ¹⁾).

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 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

¹⁾ См., например, «Экспресс-информация», ВИНТИ, Астронавтика и ракетодинамика, 14 марта 1961 г., № 10.

жидкого окислителя может дать больший эффект. Однако, как уже указывалось выше, подобные двигатели являются 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.

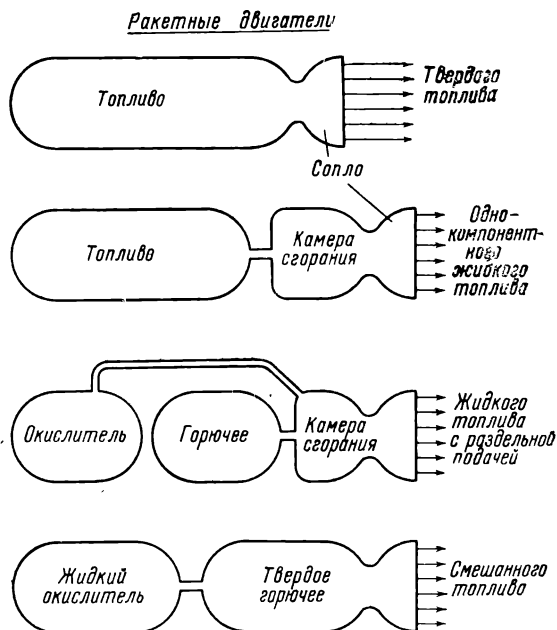


Рис. 3. Основные типы ракетных двигателей.

В абсолютном большинстве случаев топливо жидкостных ракетных двигателей состоит из двух жидкостей, хранящихся в отдельных баках. Обе жидкости встречаются между собой 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 горючих 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 турбо-ракетного, 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 наивыгоднейшего 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 около 6700 км/час — это достижение оставило далеко позади рекорды всех других самолетов¹⁾. Что же говорить о космических летательных

¹⁾ 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. (Flight, 16. I. 1964). Следует подчеркнуть, что зарегистрированные той же Федерацией абсолютные мировые рекорды высоты и скорости на самолете, совершающем самостоятельный полет, установлены в том же 1962 г. советским летчиком Г. К. Мосоловым и равны соответственно 34 714 и 2678 км/час.

аппаратах! Ведь ракеты, доставившие искусственные спутники Земли на их орбиту, достигали скорости порядка 25 000 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, говорят, что для полета обитаемого межпланетного корабля на Луну нужна скорость 30—35 км/сек (называются и меньшие значения; мы пользуемся приве-

денной здесь величиной лишь для целей иллюстрации). Это вовсе не значит, конечно, что при взлете с Земли корабль следует разогнать до этой скорости.

Указанная величина потребной 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 »
<hr/>	
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 $20\text{—}25 \text{ км/сек.}$ 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, потребная 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 $11\text{—}12 \text{ км/сек.}$ Такой же выигрыш можно получить и при возвращении корабля на Землю. Еще бо́льшая 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, вероятно, 14—15 км/сек. Это примерно вдвое меньше, чем нужно для наиболее простого межпланетного полета — на Луну. Удастся ли преодолеть оставшийся барьер? 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, морозостойчивых 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 может позволить уменьшить потребную идеальную скорость путем использования аэродинамического торможения, а этому решению химия может способствовать в большой мере путем создания новых материалов для изготовления из них 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 пере-

менной массы, характерном для полета ракеты, которая при движении быстро теряет значительную часть своей массы в виде сгорающего топлива.

Мы не станем приводить здесь вывод 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 сечения¹⁾).

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.

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

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

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 «упрятываются» 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 увеличение 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.

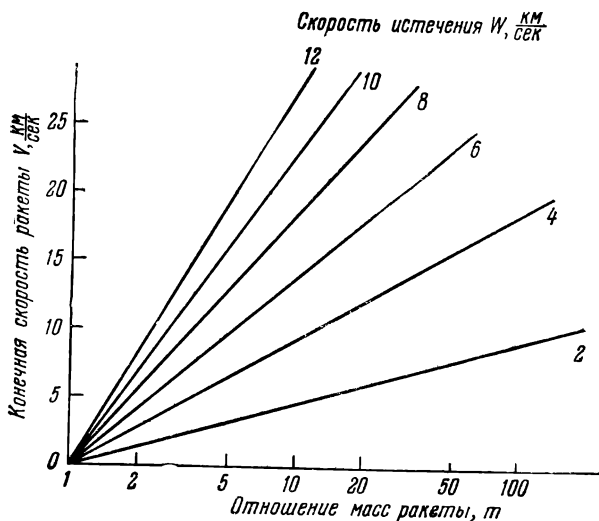


Рис 4. График уравнения Циолковского для одноступенчатой ракеты (конечная скорость ракеты V в зависимости от скорости истечения W и отношения масс m).

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, η — коэффициент, учитывающий степень совершенства происходящего в двига-

теле 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:

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

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

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 $91,5 \sqrt{1600} = 91,5 \cdot 40 = 3660$ 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 ансамбль 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 изготавливаются 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 секундный расход топлива, т. е.

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

(J — удельная тяга, которая измеряется в $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, R — тяга двигателя в кг , G — секундный 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 $\frac{G}{g}$ — 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,

$$J = \frac{W}{9,81} \frac{\kappa\Gamma\text{сек}}{\kappa\text{г}},$$

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

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

Величина удельного импульса играет столь важную роль в ракетной технике, что уместно здесь сделать некоторые замечания о ее физическом смысле. Прежде всего, может вызвать недоумение размерность удельного импульса — $\frac{\kappa\Gamma\text{сек}}{\kappa\text{г}}$. На первый взгляд напрашивается желание сократить одинаковые выражения (килограмм) в числителе и знаменателе и измерять удельный импульс просто в секундах. Кстати сказать, так обычно и поступают в зарубежной печати. Однако это все же неверно по существу, ибо внимательный читатель заметит, конечно, разницу в написании обозначения килограмма: $\kappa\Gamma$ и $\kappa\text{г}$. Эта разница отражает различие в физическом смысле обеих величин: в числителе « $\kappa\Gamma$ » представляет собой единицу силы (тяги), в знаменателе « $\kappa\text{г}$ » есть

¹⁾ Следует указать, что, строго говоря, удельный импульс и удельная тяга есть разные понятия. Удельный импульс есть, действительно, $\frac{W}{g}$, а удельная тяга $\frac{R}{G}$. Эти две величины совпадают по величине только тогда, когда тяга выражается приведенной выше формулой $R = \frac{GW}{g}$, что имеет место только в так называемом расчетном случае, когда давление на срезе сопла равно атмосферному.

единица массы расходуемого топлива) ¹⁾. И все же удельный импульс можно условно характеризовать временем, выражая его в секундах, часах, днях. Это будет время, 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? ²⁾

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

¹⁾ Эта путаница исчезает при использовании новой Международной системы мер СИ, по которой сила измеряется в *ньютон*ах (н). Удельный импульс будет выражаться теперь так: $\frac{\text{н сек}}{\text{кг}}$;

тут уж не сократишь!

²⁾ 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.).

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. Высыпем 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 повалят темные клубы парагаза,

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 парогаса, 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 (CH_3NO_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 топливо (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?¹⁾ 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?

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

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 электроны 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 окислительными 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 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 (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°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 ¹⁾). 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 понадобится, в баке уже не останется ни капли этой прозрачной голубоватой жидкости. Понятно, что это относится и к другим ракетным топливам, представляющим собой

¹⁾ Astronautics, III, 1960.

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» 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 азоттетроксиде (N_2O_4). Он обладает большей теплопроизводительностью с теми же горючими, чем азотная кислота и, тем более, перекись водорода, и бóльшим удельным весом, чем жидкий кислород, но некоторые эксплуатационные недостатки — относительно низкая температура кипения ($21^\circ C$) и высокая температура замерзания (минус 11°) — 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, как указывалось выше, жидкий кислород) работал двигатель первой советской жидкостной ракеты, запущенной 17 августа 1933 г., а на керосине (с азотной кислотой) — двигатель первого в мире ракетопланера, летавшего у нас в стране; этот полет был совершен летчиком В. П. Федоровым 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, ам-

миак (NH_3), гидразин (N_2H_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 I):

Топливо	$I, \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$
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 $250\text{—}260 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, для жидкого кислорода с гидразином несколько больше, примерно $270\text{—}280 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Вот эти-то значения удельного импульса, не превышающие в лучшем случае $300 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, и характеризуют практически лучшие достижения ракетной техники, полученные с помощью 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 минут (очень небольшие двигатели могут работать даже многие часы подряд¹⁾) и поглощающие

¹⁾ Фирма Марквардт, например, провела испытание своего неохлаждаемого двигателя тягой 90 кг непрерывно в течение 17 час. 22 мин. Это — самое длительное испытание в США (Interavia, 1963, № 5179).

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.

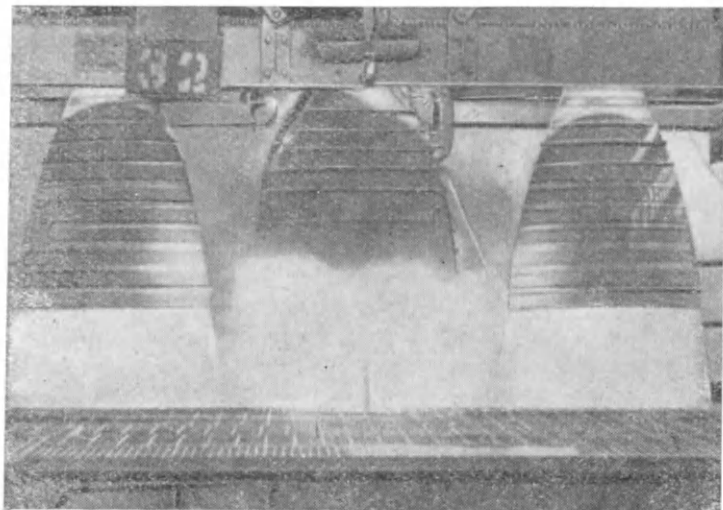


Рис. 5. Наиболее мощные из современных серийных жидкостных ракетных двигателей США для ракеты «Атлас» (два боковых — стартовые двигатели, в центре — маршевый). Общая тяга примерно 160 т (Aeroplane, 1. IV. 1960).

Несомненно и то, что в самом недалеком будущем этот список побед будет значительно увеличен. И все же главная цель штурма космоса с помощью существующих двигателей и топлив недостижима — межпланетный полет человека практически невозможен. Действительно, по расчетам ученых¹⁾ при современном состоянии развития ракетной техники для межпланетного полета человека с возвращением на Землю понадобится ракетный

¹⁾ См., например, статью акад. Л. И. Седова в газете «Правда» 12 июня 1957 г.

поезд, вес которого при взлете с Земли составит ... несколько миллионов тонн! Создание такой ракетной системы, конечно, возможно, но мало вероятно. Чтобы уменьшить взлетный вес или увеличить долю полезного груза во взлетном весе, 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.

Однако легко убедиться в ошибочности этой мысли. Хотя унитарные топлива различного типа играют все большую роль в ракетной технике, да и 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 большой, 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, вроде, например, американских ракет «Минитмен» (рис. 6). Ракетные двигатели твердого топлива стали все шире применяться и в космонавтике — в качестве мощных стартовых ускорителей и на последних ступенях многоступенчатых ракет.

Такой пересмотр взглядов на ракетные двигатели твердого топлива и их роль в ракетной технике и космонавтике связан, с одной стороны, с выявившимися серьез-

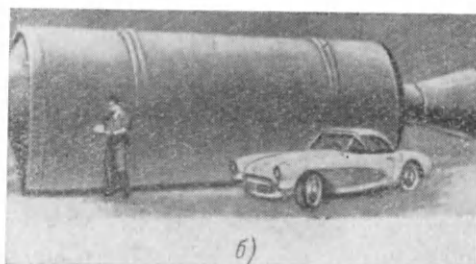


Рис. 6. Размеры и тяга пороховых двигателей быстро увеличиваются (США).

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. Бес заряда топлива 78 т (Aviation Week, № 21, 76, 1962; Aerospace № 6, 1962).

ными 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 тонкостенными¹⁾. 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 метода изготовления ракет: для этого понадобились разработка новых пластичных топлив, отработка ряда сложных новых технологических процессов, создание нового оборудования. Кстати сказать, идея разгрузки корпуса двигателя от непосредственного воздействия давления и температуры горящих газов привела к появлению ряда двигателей с корпусом из стекловолокна и даже проектов вовсе «бескорпусных» двигателей с оболочкой из медленно горящего твердого топлива²⁾. Понятно, что это обеспечило бы рекордно высокие значения числа Циолковского m — порядка 0,97.

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 — связки³⁾.

За рубежом практически достигнуты значения удельного импульса порядка $220\text{—}240 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Для применяющегося сейчас там топлива, состоящего из перхлората аммония в качестве окислителя и полиуретана в качестве горючего достижимо максимальное значение удельного импульса порядка $260\text{—}270 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Таким образом, в отношении удельного импульса отставание твердых топлив от жидких значительно сократилось⁴⁾.

¹⁾ Aviation Week, 1962, 77, № 13.

²⁾ Aviation Week, 30 IX 1963, v. 79, № 14.

³⁾ Aviation Week, 1960, 72, № 14.

⁴⁾ Следует отметить, что новые топлива, например полиуретановые, имеют весьма сложный состав — в них входит 12—14 компонентов (Astronautics, III, 1962).

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 тысячи тонн¹⁾).

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 $300 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$.

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 перспективы²⁾).

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

¹⁾ Missiles and Rockets, 1963 12, № 5 и др.

²⁾ Interavia, 10. IV 1963 и др.

таких топлив. Однако существуют ли возможности такого 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, на самом деле, быть более правотверным, 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*. 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. 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 ккал/кг^1). Больше будет, соответственно, и удельный импульс. Если учесть, что жидкий озон обладает и большим удельным весом, чем жидкий кислород ($1,45$ против $1,14$ у кислорода), а его температура кипения выше (минус 112° против минус 183°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 км/сек^2 — детонационная волна и развивается разрушающее детонационное давление более 4000 атм^3). Понятно, насколько затруднительно, даже практически невозможно использование озона в качестве ракетного топлива. И все же проблема стабилизации жидкого озона, задача обеспечения его необходимой устойчивости вовсе не является безнадежной. Об усиленных исследованиях в этом направлении, ведущихся, в частности, в США, уже

¹) Raketentechnik und Raumfahrtforschung, № 2, 1960.

²) Jet Propulsion, V, 1956.

³) Missiles and Rockets, 9. II 1959.

примерно в течение 20 лет часто сообщает зарубежная печать¹⁾. 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.

Конечно, в настоящее время ракетная техника еще далека от возможности использовать в качестве окислителя озон, но можно думать, что такое время придет. В частности, уже сейчас есть даже и практическая возможность применять растворы озона в жидком кислороде с концентрацией озона в них до 30%, а по некоторым данным, даже до 90%²⁾. Правда, и эти «адские смеси» требуют исключительно осторожного обращения. Кстати сказать, имеется, очевидно, принципиальная возможность использования замороженного, т. е. твердого озона в качестве компонента твердых криогенных ракетных топлив; для этого необходима температура минус 195°С. Это только одна из подобных возможностей. Другой такой возможностью является, например, применение так называемых озонидов — достаточно стабильных металлических и органических соединений — в качестве более теплопроизводительной замены применяющихся в настоящее время окислителей твердых смесевых топлив — перхлоратов и нитратов. С их помощью может быть достигнут, как указывается в зарубежной печати, удельный импульс порядка $325-350 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ³⁾.

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.

Речь идет о жидком *фторе*, о котором уже упоминалось выше. 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

1) Jet Propulsion, III, 1957 и др.

2) Missiles and Rockets, 25. VII 1960.

3) Missiles and Rockets, 22. IX 1958.

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 материалы¹⁾. 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 фторе²⁾.

Наряду с самим жидким фтором перспективными являются и некоторые окислители на базе фтора, в первую очередь трехфтористый хлор (F_3Cl). Хотя это вещество обеспечивает несколько меньший удельный импульс, но зато более плотно (его удельный вес 1,7) и имеет температуру кипения всего минус 12°C , т. е. гораздо более пригодно для длительного хранения, так как оно не сопровождается большими потерями на испарение³⁾. Другим перспективным окислителем на базе

¹⁾ Canadian Aeronautical Journal, 1. XII 1959.

²⁾ Missiles and Rockets, 20. X 1958.

³⁾ «Экспресс-информация», ВИНТИ, XII, 1959.

фтора является его соединение с кислородом — моноокись фтора, или дифтористый кислород (OF_2)¹⁾ или еще мало изученное своеобразное соединение фтора с озоном²⁾. В качестве окислителя для сохраняемых топлив в США разработан перхлорилфторид (ClO_3F)³⁾, 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 металлами⁴⁾) может быть использован с большим эффектом и в качестве компонента твердых ракетных топлив будущего⁵⁾.

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 калорийности 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, 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,

¹⁾ Space Aeronautics, I, 1963

²⁾ «Звезда», № 10, 1958.

³⁾ Astronautics, VI, 1960

⁴⁾ Journal of Space Flight, II, 1956.

⁵⁾ Astronautics, VIII, 1960.

когда даже большое превосходство в удельном импульсе (примерно в 30% по сравнению с углеводородными горючими¹⁾) 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 0,1²⁾. 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, т. е. он почти в 15 раз легче воды! Громадные баки, необходимые для размещения водорода на ракете, делают совершенно нерациональным его применение в качестве ракетного топлива.

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, например, сообщения о создании в США первых двигателей, использующих жидкий водород, и о 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.³⁾.

¹⁾ Missiles and Rockets, 14. XII 1959.

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

³⁾ Missiles and Rockets, 29. VIII 1960 и др.

В качестве окислителей в этих двигателях используется жидкий кислород¹⁾.

В частности, двигатель RL-10 фирмы Пратт Уитни (рис. 7), работающий на жидком водороде и жидком кислороде с удельным импульсом порядка $420 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$ и развивающий тягу примерно 6800 кг, уже проработал при испытаниях 28 минут — втрое больше, чем придется на ракете, а всего к марту 1963 г. проведено более 2000 испытаний этого двигателя²⁾.

В сентябре 1960 г. фирма Рокетдайн начала разработку более мощного и совершенного двигателя J-2, предназначенного для работы на жидком водороде и жидком кислороде³⁾. Первые поставки этих двигателей были намечены на 1963 г., предполагается их использование почти во всех проектах мощных космических ракет в США. Тяга двигателя (в вакууме) примерно 91 000 кг. Создание этого двигателя, вероятно, свидетельствует о преодолении основных технических трудностей, связанных с работой ракетного двигателя на жидком водороде.

Наиболее мощный из числа двигателей США, работающих на жидком водороде и жидком кислороде, разрабатывается фирмой Эроджет. Этот двигатель, M-1, рассчитан на тягу 540 т, причем предполагается даже ее увеличение до 680 т; намечается установка двигателя на второй ступени наиболее мощной космической ракеты США «Нова»⁴⁾.

В Англии также ведутся работы над аналогичными двигателями⁵⁾. Сообщается о быстром расширении промышленного производства жидкого водорода в США и других странах. Кстати сказать, это производство требует большой затраты электроэнергии — на 1 тонну водорода примерно 15—20 тысяч киловатт-часов, тогда как для жидкого кислорода соответствующее значение равно всего 1200 квтч.

Несмотря на значительные эксплуатационные трудности, связанные с использованием жидкого водорода и

¹⁾ Aeroplane, 2. V 1960.

²⁾ Interavia, 1963, № 5202.

³⁾ Flight, 30. V 1963.

⁴⁾ Aviation Week, 1963, 78, № 3 и др.

⁵⁾ Luftfahrttechnik, № 4, 1960 и др.

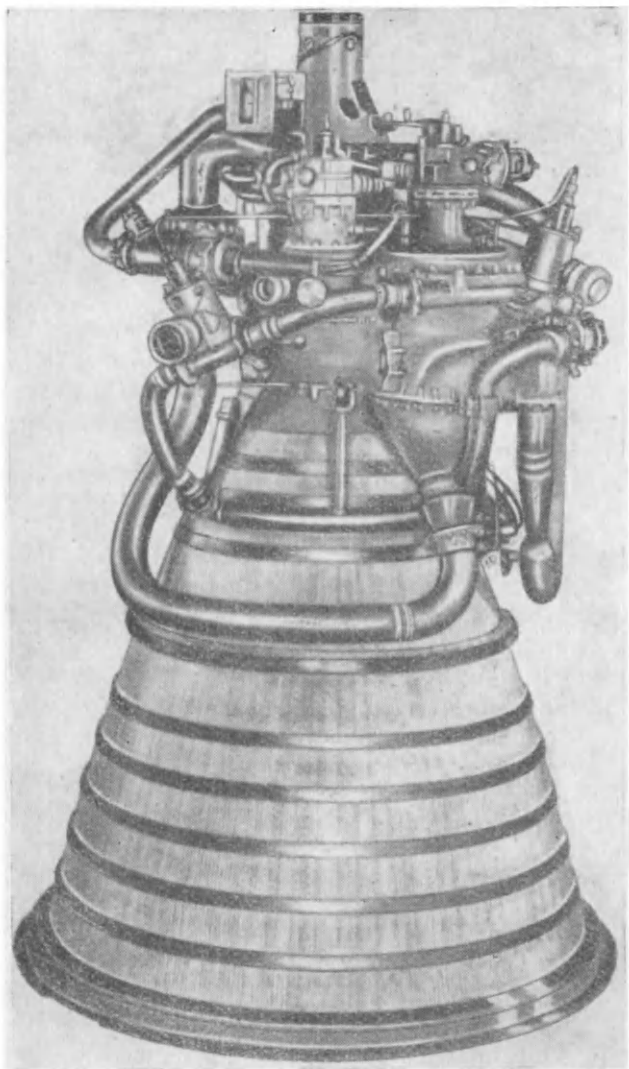


Рис. 7. Первый американский жидкостный ракетный двигатель RL-10 тягой 6800 кг, работающий на жидком кислороде и жидком водороде (Missiles and Rockets, 17. XII 1962).

вызываемые главным образом весьма низкой температурой его кипения, он, несомненно, найдет применение в качестве горючего для двигателей космических ракет. 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 независимо от него Ю. В. Кондратьевым. По идее Цандера, который впервые осуществил и опыты по сжиганию ряда металлов, в качестве горючего можно использовать конструкционные металлические элементы ракеты.

Мысль об использовании ряда легких металлов¹⁾ в качестве ракетного горючего появляется в связи с большими 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 теплопроизводительность²⁾ бериллия будет равна 5850 ккал/кг, лития — 4850 ккал/кг, бора — 4560 ккал/кг, тогда как водорода — 3400 ккал/кг. Соответственные значения теоретического удельного импульса ($I = 91,5\sqrt{H}$) равны 7000, 6400, 6200 и 5300 м/сек.

¹⁾ 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, тем больше их число в 1 кг и, следовательно, больше выделяется химической энергии.

²⁾ Часто в этом случае применяют термин «теплотворность».

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, 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 $60^\circ C$). 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, а также в ряде других стран.

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. Кондратюк¹⁾ 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 уже стали применяться электронные вычислительные машины, значительно ускоряющие работы исследователей²⁾.

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?

¹⁾ Кондратюк Ю., Завоевание межпланетных пространств, Оборонгиз, 1947.

²⁾ American Aviation Daily, № 16, 1956 и др.

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 $470\text{—}475 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, для жидкого фтора и жидкого водорода примерно $460\text{—}465$, для жидкого кислорода и жидкого водорода примерно $400\text{—}420$, для жидкого фтора и боранов примерно $390\text{—}400$ ¹⁾. Встречаются оценки с меньшими значениями. Для сохраняемых, т. е. не криогенных топлив, называются меньшие возможные значения удельного импульса, порядка $380\text{—}400$ и даже $360\text{—}380 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. В последнее время за рубежом ²⁾ достигнуты значительные успехи в области теплоизоляции, настолько уменьшающие потери на испарение криогенных топлив даже при длительном хранении ³⁾, что эти топлива становятся мало отличающимися от «сохраняющихся», о которых говорилось выше (стр. 46). Вследствие этого применение последних в случаях, когда необходим максимально возможный удельный импульс, вряд ли будет оправдано. В еще большей мере это касается твердых топлив, для которых удельный импульс вряд ли превысит $300 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ⁴⁾. В последнее время за рубежом большое внимание уделяется ракетным двигателям, работающим на смешанном топливе, один из компонентов

¹⁾ Известный немецкий ученый Э. Зенгер считает достижимым максимальное значение удельного импульса $500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (Astronautica Acta, 1962, v. 8, № 6). Для OF_2 и жидкого водорода приводится величина $473 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (Space Astronautics, I, 1963).

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

³⁾ 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.).

⁴⁾ Missiles and Rockets, 2. II 1959 и др.

которого жидкий, а другой — твердый (как уже отмечалось, такие двигатели тоже называют иногда гибридными). В США над подобными двигателями работают все ведущие фирмы¹⁾. В Англии запатентован также двигатель на смешанном жидкостно-газовом топливе²⁾, 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 окислителем³⁾). 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 гибридов легких металлов к топливу⁴⁾). Как указывается в зарубежной печати⁵⁾, в таких двигателях возможно достижение удельного импульса до $365 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ и даже выше. Так, для лития в качестве твердого горючего и перекиси водорода приводится величина удельного импульса $383 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ⁶⁾. Все это позволяет рассчитывать на несомненное применение двигателей смешан-

¹⁾ Aviation Week, 1962, 77, № 20 Проведены уже первые летные испытания гибридного двигателя (Interavia, 1962, № 5086).

²⁾ Missiles and Rockets, 28. III 1960.

³⁾ Missiles and Rockets, 1962, 11, № 19.

⁴⁾ Aviation Week, 1963, 78, № 2.

⁵⁾ Astronautics, X, 1959, и др.

⁶⁾ Missile Design and Development, IX, 1960.

ного топлива в ракетной технике будущего, включая и космонавтику¹⁾. 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.

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 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, μ — молекулярный вес продуктов реак-

¹⁾ Space Astronautics, II, 1963

ции, 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 ацетилен (C_2H_2) с озоном; эта температура равна примерно $5240^\circ C$ ¹⁾, но из-за относительно большого молекулярного веса продуктов сгорания удельный импульс в этом случае далеко не максимален и равен примерно $320 \frac{кг \cdot сек}{кг}$.

Вот почему иной раз оказывается целесообразным искусственно снижать температуру сгорания, если это позволяет соответственно уменьшить молекулярный вес продуктов реакции. Именно поэтому, 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 $\frac{1}{5}$ избыточное количество водорода.

¹⁾ Aircraft Engineering, VIII, 1957.

Другой выгодной возможностью может оказаться применение так называемого трехкомпонентного топлива; работы в этом направлении в последнее время финансируются в США¹⁾. 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. Однако 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. Все эти возможности должны, естественно, тщательно учитываться при выборе топлива и проектировании двигателя.

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 большая 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 большее число молекул, не выдерживая

¹⁾ Aviation Week, 5. XII 1960.

этих вибраций, рвется на составные части, диссоциирует. Так, например, при температуре 2750°C 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 топлив¹⁾. Можно считать предельной в этом отношении температуру порядка $5000\text{—}5500^{\circ}\text{C}$, а практически даже значительно меньшую, примерно 4000°C . 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 больших 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 большей, 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

¹⁾ 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, почти не изменяется. Решающим является ограничение температуры, связанное с работоспособностью двигателя.

в США их проектам. Так, например, ракетная система «Сатурн-5», предназначенная для осуществления полета трех космонавтов на Луну по проекту «Аполлон», будет состоять из трех ступеней, ее взлетный вес равен приблизительно 2980 т (по другим данным — 2760 т), из которых примерно 2780 т — топлива¹⁾. Вес полезной нагрузки при полете на Луну примерно 40 т²⁾, а при выводе на околоземную орбиту на высоте примерно 500 км — 90 т. На первой ступени ракеты будет установлена связка из пяти двигателей F-1 тягой по 680 т, так что общая их тяга составит 3400 т; эти двигатели работают на углеводородном горючем и жидком кислороде. На второй ступени ракеты будет находиться связка из пяти двигателей J-2 тягой по 90 т (общая тяга — 450 т), а на третьей ступени — один такой двигатель; эти двигатели работают на жидком водороде и жидком кислороде. Длина ракеты с установленным на ней космическим кораблем «Аполлон» более 115 м, диаметр первой ступени — около 10 м. Но даже эта огромная ракета в состоянии обеспечить полет человека не непосредственно на Луну, а лишь до селеноцентрической, т. е. окололунной орбиты спутника, откуда уже капсула с двумя космонавтами достигнет лунной поверхности (третий останется на селеноцентрической орбите). Такой полет планируется на 1967—1968 гг.

Пока же отрабатывается более простой и уменьшенный вариант ракеты — «Сатурн-1»; на ее первой ступени установлена связка из восьми двигателей H-1 тягой по 85 т, так что их общая тяга составляет 680 т, диаметр этой ступени равен 6,5 м³⁾ (рис. 8). Уже были произведены летные испытания ракеты, как с действующей первой ступенью (две верхние были макетами с балластом), так и с двумя действующими ступенями. В этом последнем испытании в январе 1964 г. на орбиту был выведен груз 17 т. Ракета предназначена для отработки полета «лунной» ракеты «Сатурн-5».

Имеются планы разработки и ракетной системы «Новая», которая должна уже быть в состоянии совершить прямой полет Земля — Луна⁴⁾. Схема ракеты еще

¹⁾ Missiles and Rockets, 4. III 1963

²⁾ Aviation Week, 4. III 1963.

³⁾ Interavia, 17. XII 1962.

⁴⁾ Aviation Week, 17. IX 1962.

окончательно не избрана, но, например, по одному из вариантов эта трехступенчатая ракета будет иметь на первой ступени связку из 12 двигателей F-1 тягой по

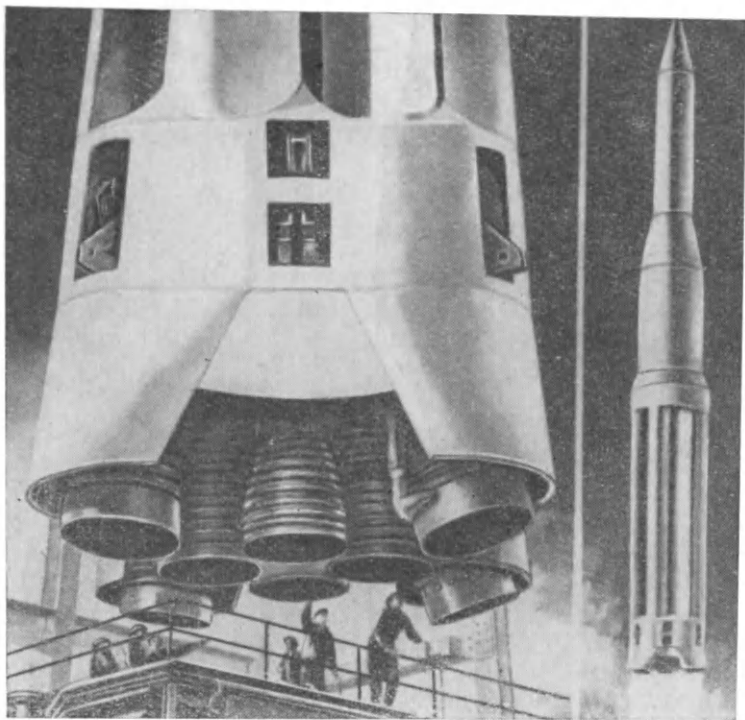


Рис. 8. На ракете «Сатурн-1» установлена связка из 8 жидкостных ракетных двигателей H-1 общей тягой 680 т (Airlift, XI, 1960; Intervavia, II, 1963 и др.).

680 т, т. е. общая взлетная тяга составит 8160 т. На второй ступени будут установлены четыре двигателя M-1, работающие на жидком водороде и жидком кислороде и развивающие тягу по 540 т, а на третьей ступени — двигатель J-2. Вес полезной нагрузки этой ракеты равен примерно 225 т при выводе на околоземную орбиту (по другим данным даже до 350 т)¹⁾, и 75—90 т —

¹⁾ Missiles and Rockets, IX 1962.

при сообщении второй космической скорости¹⁾. Работы над ракетой начнутся через несколько лет.

Двигатели F-1 для ракет «Сатурн» и «Нова» — самые мощные из известных новых двигателей США (рис. 9). К началу 1963 г. они прошли примерно

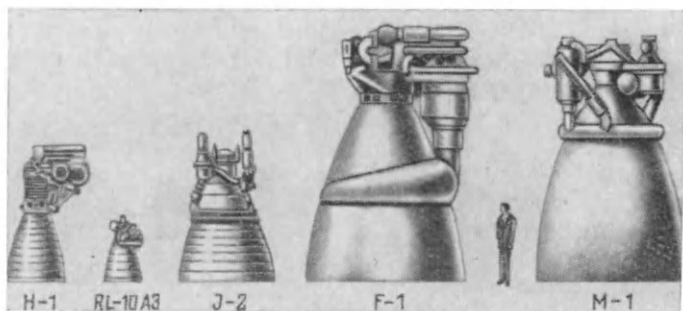


Рис. 9. Жидкостные ракетные двигатели ракет «Сатурн» и «Нова» (США) (Interavia, X, 1962).

240 стендовых огневых испытаний, но их доводка запаздывает примерно на год, главным образом, из-за возникших дефектов, связанных с неустойчивым сгоранием²⁾. При полной тяге в двигатель должно подаваться ежесекундно более трех тонн топлива! Проектируются же и еще большие двигатели. В частности, фирма Эроджет разработала проект двигателя «Космос», работающего на жидком водороде и жидком кислороде с тягой 2700 т³⁾. Рассматривается даже возможность создания двигателей с тягой 9000—13 000 т; такой двигатель должен иметь высоту примерно 21 м и диаметр сопла около 14 м⁴⁾.

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 част-

¹⁾ Aviation Week, 10. IX 1962.

²⁾ Aviation Week, 1963, 78, № 5.

³⁾ Aviation Week, 30. I 1961.

⁴⁾ Missiles and Rockets, 12. XI 1962.

ности, например, по проекту «Морской дракон» — взлетный вес этой двухступенчатой ракеты, базирующейся на море, должен равняться 18 000 т¹⁾). Однако, вероятно, дальнейшее увеличение размеров ракетных систем будет связано с использованием не химической, а несравненно большей по величине внутриядерной 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. По мнению некоторых исследователей, использование взлетных ступеней космических ракет с воздушно-реактивными двигателями приведет к увеличению эффективного удельного импульса топлива

¹⁾ Astronautics, I, 1963.

на этих ступенях за счет энергии атмосферного кислорода до $500\text{--}600 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (ведь для турбореактивного двигателя величина удельного импульса составляет примерно $3000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$). 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 $50\text{--}100 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, т. е. максимально возможное эффективное значение удельного импульса всего топлива может достичь почти $600 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Большой эффект! По одному из подобных проектов в США предполагается 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 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. Отработавшие ступени будут возвращаться на Землю для повторного использования. По некоторым проектам в качестве стартовых ступеней предполагается использовать существующие и создаваемые тяжелые реактивные самолеты, например строящийся в США сверхзвуковой бомбардировщик В-70; по другим проектам создаются специализированные летательные аппараты. По одному из сообщений фирма Тексако (США) предполагает создать воздушно-реактивные двигатели для космических ракет-носителей с тягой при взлете до 55 т¹⁾.

Использование атмосферного кислорода мыслится некоторыми авторами и иначе. По их мнению, с помощью специального летательного аппарата с воздушно-реак-

¹⁾ Missiles and Rockets, 8. IV 1963.

тивными двигателями, совершающего длительные полеты у границ плотной атмосферы, то есть на высотах порядка 80—110 км, можно осуществить конденсацию и накопление кислорода из атмосферы. 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

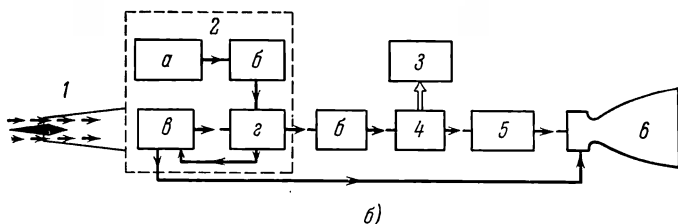
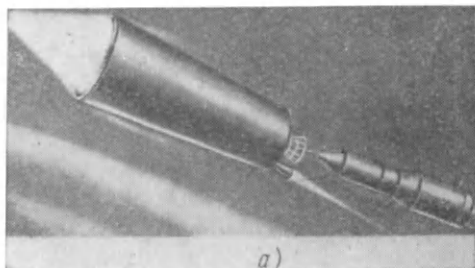


Рис. 10. В гиперзвуковом полете на большой высоте можно накапливать сжиженный воздух из атмосферы.

а) Искусственный спутник — аккумулятор жидкого воздуха заправляет космический корабль в полете на орбите на высоте порядка 100—110 км (рисунок по проекту «Профак») (Аэро, № 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, з — конденсатор; 3 — жидкий азот; 4 — сепаратор; 5 — жидкий воздух (обогащенный); б — камера сгорания.

(рис. 10). Считается, что после накопления кислорода в количестве, равном весу летательного аппарата, может быть осуществлена дальнейшая фаза космического полета с помощью жидкостного ракетного двигателя, работающего на жидком водороде. Может быть организована и передача жидкого кислорода другим космиче-

ским ракетам путем заправки в полете. Конечно, и этот метод мог бы дать несомненные выводы, но здесь, как видно, имеется много задач, которые еще должны быть решены¹⁾.

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

¹⁾ Эти работы проводятся, в частности, в США по проектам «Профак» и «ЛАСЕ». Aviation Week, 31. X 1960, 6. XI 1961.

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 кислорода. 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 эту 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 высоте¹⁾. И хотя имеются сообщения о разработке в США экспериментальных образцов прямоточных двигателей, работающих на атмосферном атомарном кислороде²⁾, вряд ли этот источник энергоснабжения может сослужить сколько-нибудь серьезную службу космонавтике в отношении увеличения возможной идеальной скорости космических ракет (по расчету 1 м³ 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.

¹⁾ Missiles and Rockets, 11. V 1959.

²⁾ Missiles and Rockets, 5. I 1959.

Должна быть изучена общая проблема использования в ракетных двигателях различных атомарных топлив, а также других химически-активных веществ, представляющих собой потенциальные нестабильные ракетные топлива.

Эти вещества носят 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-то 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 $550 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. При рекомбинации атомов азота соответствующие значения равны 8200 ккал/кг (по другим данным 8030 ккал/кг) и $820 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Но рекордсменом, как и следовало ожидать, оказывается водород: при рекомбинации его атомов выделяется 52 300 ккал/кг тепла, что обеспечивает теоретический удельный импульс $2150 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ¹⁾. Эта величина, в 4—5 раз превосходящая наилучшие возможные значения для обычных ракетных топлив, не может не привлечь самого пристального внимания. Ведь такая величина импульса в огромной степени расширяет возможности космонавтики. За чем же дело стало, что мешает использовать свободные ради-

¹⁾ 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 $2500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (Journal of British Interplanetary Society, 1961, 18, № 5—6).

калы, 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, 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 $1500 \frac{\kappa\Gamma \text{ сек}}{\kappa\text{г}}$. Пусть это не максимальная величина в $2100 \frac{\kappa\Gamma \text{ сек}}{\kappa\text{г}}$, 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 $1000 \frac{\kappa\Gamma \text{ сек}}{\kappa\text{г}}$ ¹⁾, 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

¹⁾ Raketentechnik und Raumfahrtforschung, II, 1960.

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 водорода¹⁾ 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 стержне²⁾).

Это позволило впервые 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 процента³⁾. 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.

¹⁾ Missiles and Rockets, 12. IX 1960.

²⁾ См. цитированный выше доклад Шеферда.

³⁾ Flight, 9. X 1959; Journal of British Interplanetary Society, 1961, 18, № 5—6 и др.

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

Правда, некоторые попытки осуществления этого по отношению к водороду закончились неудачей¹⁾, хотя первые сообщения были иными, но зато обнадеживающими оказались опыты с другими свободными радикалами — атомарным кислородом (получена концентрация до 16%)²⁾ и др. Достаточно успешными были также проведенные в США опыты по улавливанию свободных радикалов при комнатной температуре в углероде, облучаемом в атомном реакторе нейтронным потоком³⁾. Предполагается, что такие радикалы смогут использоваться в качестве связок или добавок к горючим новых перспективных твердых ракетных топлив. Согласно одному из сообщений в США найден оригинальный метод фиксирования атомов водорода и других молекулярных газов в кристаллической решетке при температуре менее 10° K⁴⁾. Если это сообщение верно, что, вообще говоря, вызывает сомнение, то в результате простого повышения температуры этот своеобразный аккумулятор химической энергии разряжается — атомы рекомбинируют в молекулы с выделением энергии.

Еще более интересна, пожалуй, вторая возможность использования свободных радикалов, в частности того же атомарного водорода. Эта возможность основывается

¹⁾ Missiles and Rockets, 25. VII 1960.

²⁾ Missiles and Rockets, 26. I 1959.

³⁾ Missile Design and Development, 1. X 1960.

⁴⁾ Forces Aeriennes Françaises, 1956, № 119.

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. имеющими 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 идея¹⁾ воздействия с помощью внешнего магнитного поля интенсивностью 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°К . 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 водорода²⁾, 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

¹⁾ Chemical Engineering News, № 2, 1959.

²⁾ Там же.

для улучшения условий хранения жидкого водорода, ибо происходящее сравнительно медленно самопроизвольное превращение ортоводорода в параводород связано с выделением тепла, которое должно отводиться при хранении¹⁾.

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 H_3 , представляющего собой молекулярный аналог озона, или же метастабильных молекул гелия с водородом или 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 $\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$ ²⁾. 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 $\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$ ³⁾. Даже при небольших концентрациях такие метастабильные ракетные топлива позволили бы значительно превысить существующие значения удельного импульса.

¹⁾ Missiles and Rockets, 17. VIII 1959.

²⁾ Technique et Science aeronautique, № 6, 1958.

³⁾ Technische Mitteilungen, № 12, 1959.

Однако это пока еще только идеи. Как видно, возможности химических топлив существенно увеличиваются, когда на помощь химии приходит физика. Здесь непочатый 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 аккумуляирования в топливе дополнительной «физической» внутренней энергии вдобавок к обычной химической. Для этого можно облучить кристаллические компоненты топлива, например, нейтронным пучком в атомном реакторе¹⁾. Секрет такого увеличения связан с некоторыми тонкостями теории строения твердого тела, сделавшей в последнее время большие успехи. Аккумуляирование энергии при облучении может быть результатом упорядочения структуры 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%²⁾.

Еще одна возможность связана с высказываемой за рубежом идеей использования в качестве химического ракетного топлива... космической пыли, заполняющей мировое пространство³⁾. 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.

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 реализо-

¹⁾ Missiles and Rockets, 12. II 1959.

²⁾ American Rocket Society Journal, VIII, 1959.

³⁾ Missiles and Rockets, 21. VII 1958.

ваны. 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. 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.

ВМЕСТО ТЕРМОХИМИЧЕСКИХ— ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЕ

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 для того, чтобы поднять массу в 1 кг на высоту $4000 \cdot 427 \approx 1700$ км, считая поле земного тяготения постоянным (в действительности эта высота будет боль-

ше 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, сопровождающими 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 др.

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

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

Здесь существуют по крайней мере две возможности. Одна из них совершенно очевидна — ведь хорошо известна и уже широко используется значительно более

мощная энергия, чем химическая, это — энергия атомного ядра. И естественно стремление использовать могущую 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, ко-

гда 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 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 различающимися 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. В реакциях одного вида происходит слияние простых атомных ядер в более сложные, т. е. синтез ядер. Именно эти так называемые термоядерные реакции являются источником колоссальной энергии, излучаемой звездами, в том числе и нашим Солнцем. 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. Уже достигнутые результаты¹⁾ позволяют надеяться на успешное

¹⁾ Как известно, советским ученым впервые удалось во многом преодолеть главную трудность — неустойчивость плазмы, получить плазму температурой около 40 миллионов градусов в течение сотых долей секунды. Однако предстоит еще значительное увеличение температуры (примерно до 200 миллионов градусов) и плотности плазмы. («Правда», 24. IV 1963 г.)

решение в будущем этой сложнейшей научной и инженерной задачи. Однако пока эта задача не решена и космонавтика может строить свои планы использования атомной энергии 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 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 движения продуктов деления, т. е. атомных 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 более подходяща для использования в ракетной технике 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 выделения атомной энергии, т. е. величину этой энергии, что, естественно, чрезвычайно важно. Осколки ядер, образующихся в результате единичного акта деления, разлетаются в противоположные стороны под действием возникающей между ними электростатической силы отталкивания (оба осколка заряжены положительно) с огромной скоростью, порядка 10—15 тысяч км/сек. Если бы удалось эти хаотично во все стороны мчащиеся атомные ядра заставить двигаться организовано, в одном общем для них всех направлении, то стал бы возможен ракетный двигатель с удельным импульсом порядка $10^6 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. 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 мириадом 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 обстоятельство 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 понять, 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 атом-

ный реактор, или «котел» (рис. 11), 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

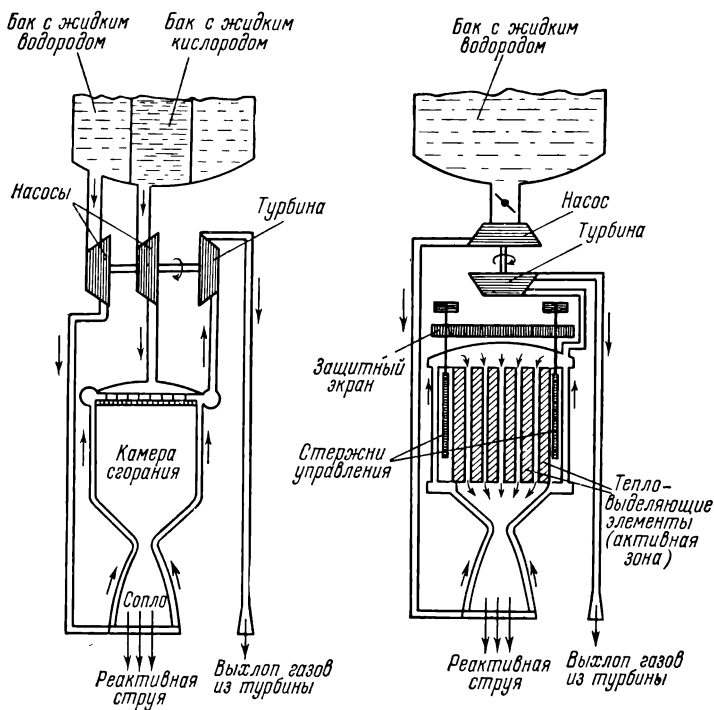


Рис. 11. Схема устройства термохимического (слева) и атомного ракетного двигателя (реактор с твердой активной зоной). (Journal of the British Interplanetary Society 18, 1961—62).

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.

По другой схеме вещество, отводящее тепло от атомного котла, служит лишь промежуточным теплоносителем и в свою очередь передает полученное им тепло в особом теплообменнике другому веществу, уже

играющему роль «отбросной массы» ракетного двигателя. Так или иначе, атомная энергия сообщается в виде тепла рабочему веществу ракетного двигателя, т. е. получаемый в результате двигатель может быть назван по праву атомным тепловым.

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 μ :

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

где k можно приближенно считать постоянной.

В случае термохимических двигателей обе величины, T и μ , 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 μ . Ведь величина температуры, до которой может быть разогрето рабочее вещество, характеризуется теперь прежде всего наличным источником энергии, и з в н е подводимой к этому веществу, а величина молекулярного веса есть характеристика самого рабочего вещества. Вот почему теперь уже можно добиваться одновременного уменьшения μ 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 всяком 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 реак-

торе, 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 3000°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, окись урана U_2O при температуре всего 2176°C , карбид урана UC — при 2450°C . При использовании расплавленного ядерного горючего максимальная температура будет ограничена температурой плавления наиболее тугоплавких из известных конструкционных материалов — карбидов, нитридов и окислов, т. е. величиной порядка 4000°K (например, для карбидов гафния и тантала — 4160°K ¹⁾).

Выходит, что в атомном тепловом ракетном двигателе добиться повышения температуры рабочего вещества не удастся, она окажется, вероятно, даже пониженной.

Вот что значит иметь практически неисчерпаемый источник энергии, каким является энергия атомного ядра, но не уметь им с толком воспользоваться. Поистине видит око, да зуб неймет!

Правда, высказываются различные идеи, позволяющие принципиально решить и эту задачу. Так, предполагается²⁾, что если отказаться от атомного котла обычного типа и создать, например, реактор, в котором активная зона (т. е. зона, в которой происходит цепной процесс деления ядер) представляет собой смесь газообразного ядерного горючего и рабочего вещества, то это ограничение температуры будет снято. Действительно, в этом случае может быть достигнута практически сколь угодно высокая температура, но зато появляются

¹⁾ Luftfahrttechnik, I, 1961.

²⁾ Astronautics, XII, 1962.

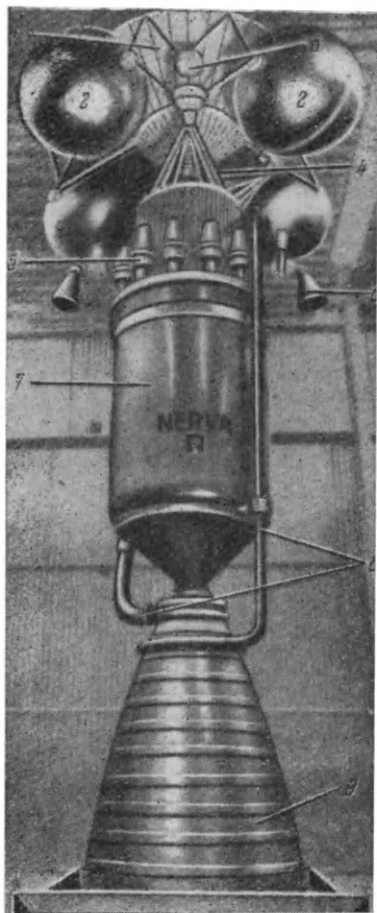


Рис. 12. Атомный ракетный двигатель «Нерва», США (макет).

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.

на сцену другие трудности. Одна из них связана с тем, что из такого двигателя будет вытекать вместе с рабочим веществом и ядерное горючее — это приведет и к большой затрате этого горючего и к значительным неудобствам в эксплуатации (ведь подобная смесь будет опасно радиоактивной). Но еще больше второе препятствие на пути создания такого двигателя. Оказывается, что он должен иметь просто фантастические размеры — диаметр в сотни метров, иначе в нем не пойдет цепная ядерная реакция. Ведь обязательным условием для такой реакции является наличие минимальной, так называемой критической массы ядерного горючего. Когда горючее, как обычно, твердое, то соответствующие критические размеры активной зоны относительно невелики, но для газообразного горючего они вырастают в огромной степени. Правда, имеются некоторые теоретические возможности значительного уменьшения указанных раз-

меров, так что вероятность создания подобного двигателя не должна быть исключена¹⁾).

Что же, получается, что на атомные тепловые ракетные двигатели надежда невелика? Но ведь мы рассмотрели только одну сторону дела — возможность повышения температуры. Тут дело плохо; однако, может быть, хороши перспективы возможного уменьшения молекулярного веса рабочего тела таких двигателей?

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. На самом деле, в случае термохимических двигателей минимальным возможным значением молекулярного веса продуктов сгорания нужно считать, вероятно, 9—10. А здесь сразу уменьшение до 2, т. е. в 4,5—5 раз. Если даже считать величину T несколько меньшей в случае атомного двигателя, то все же можно полагать, что величина удельного импульса в таком двигателе будет больше раза в два, т. е. достигнет значений $800—900 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Некоторые авторы указывают и более высокие значения: до $1200 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ и даже $1500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ²⁾.

Конечно, это было бы очень большим прогрессом и значительно расширило возможности космонавтики. Можно не сомневаться, что подобные атомные тепловые ракетные двигатели будут созданы. В частности, печать сообщает о разработке подобных двигателей в США по проектам «Ровер» и «Нерва» (рис. 12)³⁾. Для летных испытаний последнего строится ракетная ступень «Рифт». Срок этих испытаний — 1968 г. Атомный реактор для этих двигателей получил почему-то название «Киви» (чем обязана подобным вниманием безобидная новозеландская птица с таким именем?); он уже подвер-

¹⁾ По некоторым сообщениям, в США ведутся теоретические исследования в этом направлении («Вопросы ракетной техники», III, 1963), и даже проведены некоторые испытания (Space Aeronautics, 1962, V, 38, № 4).

²⁾ Journal of the Royal Aeronautical Society, V, 1963.

³⁾ Astronautics, XII, 1962; Flight, 9. VIII 1962 и др.

гался испытаниям¹⁾). Вполне возможно, как это часто указывается в зарубежной печати, что такой двигатель будет целесообразно установить не на первой, а на второй и вообще верхней ступени многоступенчатой космической ракеты с тем, чтобы атомный двигатель начал работать уже в полете. Ведь вряд ли удастся снабдить его достаточной биологической защитой — экранировкой; она весила бы слишком много.

Понятно, что ракета с подобной атомной ступенью обладала бы большим превосходством перед обычными ракетами с термохимическими двигателями. Не удивительно, что в США вслед за ракетной системой «Новая» упоминаются планы разработки еще более мощных ракетных систем, например «Антарес» с взлетным весом порядка 5—10 тыс. тонн и «Альдебаран» с взлетным весом порядка 50 000 т — с атомными тепловыми ракетными двигателями на одной или нескольких ступенях²⁾).

И все же хочется думать, что принцип разделения источника энергии и рабочего вещества мог бы дать и большие практические результаты. В самом деле, если в атомном тепловом ракетном двигателе не удастся добиться повышения рабочей температуры, то, может быть, это окажется возможным в двигателях других 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

¹⁾ Metal Progress, IX, 1962 и др. Первые (холодные) испытания этого реактора на жидком водороде проведены летом 1962 г.

²⁾ Missiles and Rockets, 28. III 1960.

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, вспламенившая 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 проволочки или струйки электропроводящей жидкости, находящиеся в камере сгорания двигателя, пропускались кратковременные мощные импульсы электрического тока. В результате таких разрядов происходили взрывы этих проводников с разогреванием их до весьма высокой температуры, вследствие чего раскаленные продукты взрыва вытекали через

сопло с огромной скоростью. Теоретические и экспериментальные исследования, произведенные в те же годы, показали возможность значительного увеличения удельного импульса в таких электротепловых двигателях, использующих явление «электрического взрыва».

Интересно, между прочим, что если при кумулятивном взрыве обычных взрывчатых веществ, применявшемся 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 истечения¹⁾.

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 получили 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 за рубежом 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 по-

¹⁾ Статья проф. Г. И. Покровского в журнале «Техника — молодежи», № 9, 1957.

мощи 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 и 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 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°C , а при скорости, в 10 раз большей скорости звука, более 5000°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 в несколько 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 аэродинамических 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 рубежом¹⁾. Так, в одном из опытов в США взрыв вольфрамовой нити диаметром 0,025 мм давал удельный импульс порядка $2200 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$ ²⁾.

¹⁾ Missiles and Rockets, 28. XII 1959.

²⁾ Aviation Week, № 23, 1959.

В других экспериментах применялись проволоочки 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 проволоочки вызывал мгновенное (за время 7 миллимикросекунд) возникновение в них тока силой в несколько тысяч ампер. Это приводило к взрывному испарению материала проволоочек (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 $1000 \frac{\text{кГ сек}}{\text{кг}}$ с возможностью его увеличения до $5000 \frac{\text{кГ сек}}{\text{кг}}$ 1)!

Другой широко применяющийся в технике перспективный метод электронного нагрева — высокочастотный индукционный нагрев — также может быть использован в электротермическом ракетном двигателе; первые эксперименты такого рода, проведенные в США, были удачными 2). Как видно по приводимой схеме (рис. 13), нагреваемый в высокочастотной индукционной катушке газ затем расширяется в обычном сверхзвуковом сопле. Может быть применен и метод электронной бомбардировки 3). Можно, естественно, использовать и нагрев рабочего вещества раскаленной поверхностью, например, вольфрамовой, подобно обычной электрической плитке; двигатели такого типа тоже изучаются. Но наиболее широкие исследования за рубежом в настоящее время ведутся в направлении использования метода электродугового нагрева 4).

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

1) Missile Design and Development, III, 1960.

2) Aviation Week, № 23, 1959; ARS Journal. I, 1961 и др.

3) Aviation Age, XII, 1957.

4) ARS Journal, X, 1959.

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

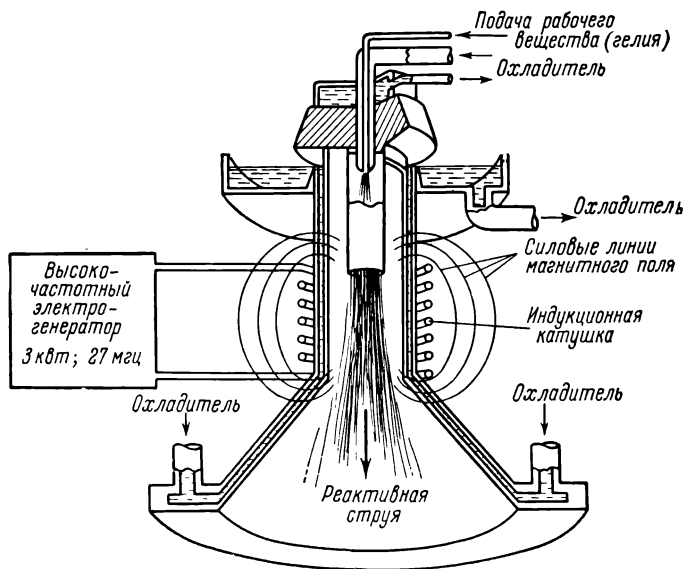


Рис. 13. Устройство экспериментальной модели электротермического ракетного двигателя с индукционным безэлектродным нагревом рабочего вещества. (Доклад на 14-й ежегодной конференции Американского ракетного общества 16—20. X 1959; «Экспресс-информация» ВИНТИ, серия «Астронавтика и ракетодинамика», 21. III 1960, № 11).

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.

Схему такого двигателя можно представить себе, например, следующим образом¹⁾). В камеру сгорания обычного типа (см. рис. 14) введены два электрода (хотя вполне возможны и многодуговые двигатели²⁾). Между электродами устанавливается электрическая дуга, причем может быть использован как постоянный, так и переменный ток³⁾). Рабочее вещество, например жидкий водород, о чем 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 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, образуемая 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).

¹⁾ ETZ, 22. IV 1963.

²⁾ VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12.

³⁾ Имеются двигатели того и другого типа, их сравнительная выгодность должна еще быть выяснена (Astronautics, 1962, 7, № 6).

Таким образом удастся избежать перегрева и эрозии электродов. Установка может работать длительно, создавая гиперзвуковую струю газа, нагретого до 4500°C и обладающего скоростью, соответствующей $M = 10$

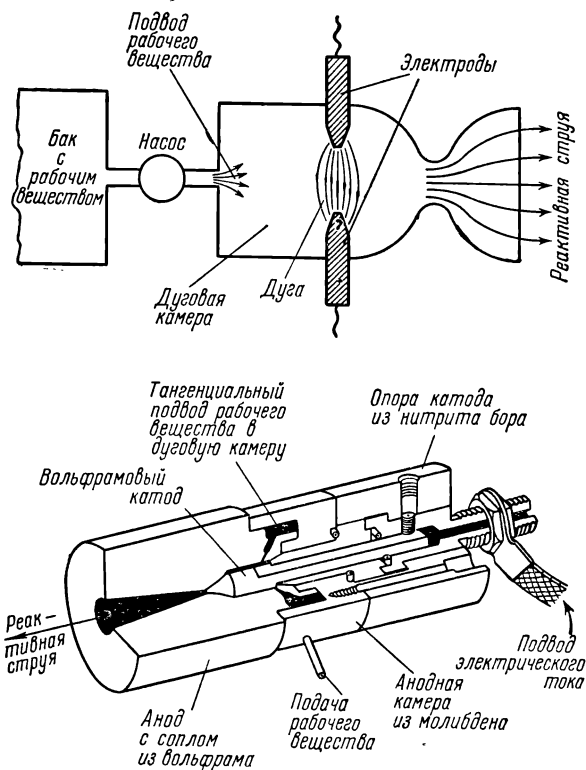


Рис. 14. Схемы электротермических дуговых ракетных двигателей с поперечным (сверху) и соосным расположением электродов (Astronautics, VI, 1962).

(т. е. в 10 раз большей скорости звука). Рабочим веществом служит воздух или азот, его весовой расход равен примерно $0,6 \text{ кг/сек}$. Подобное вращение дуги считается весьма перспективным¹⁾ (рис. 15).

¹⁾ VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12. Кстати сказать, магнитный и другие методы вращения дуги исследуются в Институте теорети-

. 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 15—20% всей расходуемой электрической энергии. Правда, при использовании регенеративного охлаждения

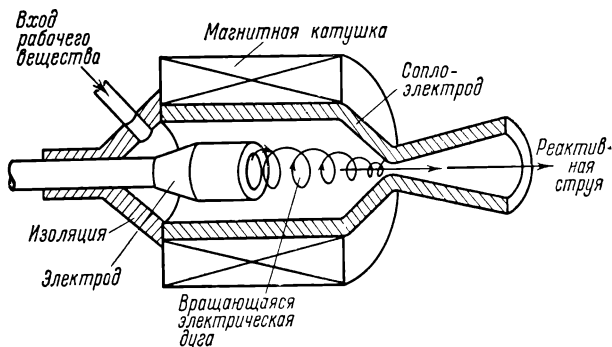


Рис. 15. Схема электротермического дугового ракетного двигателя с вращающейся дугой (Luftfahrttechnik, IV, 1963).

двигателя рабочим веществом, что устраняет потери тепла в стенки двигателя, эта доля может быть повышена до 50—60 и даже до 80% ¹⁾. Кстати говоря, проблема эффективности преобразования энергии является, как мы увидим ниже, одной из важнейших для всех типов электроракетных двигателей ²⁾.

ческой и прикладной механики Сибирского отделения Академии наук СССР, который ведет работы по плазмотронам с 1959 г. («Наука и жизнь», № 1, 1962 г.).

¹⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960.

²⁾ 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).

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.

Созданы, кстати сказать, экспериментальные образцы и проточных электродуговых двигателей. Особенно широкое применение получили различного рода лабораторно-экспериментальные установки с использованием электродугового нагрева для опытов по теплообмену, испытаний конструкционных материалов, аэродинамических испытаний и др. И все же впереди еще немало трудностей на пути создания надежных и длительно работающих двигателей этого типа.

Следует отметить, что электротермические ракетные двигатели привлекают за рубежом, в особенности в США, большое внимание; считается, что двигатели этого типа смогут быть доведены ранее других типов электроракетных двигателей. Правда, некоторыми зарубежными учеными высказываются и иные точки зрения.

Какие же значения удельного импульса достижимы с помощью электродуговых и других электротермических ракетных двигателей?

Как указывается в зарубежной печати, эти значения лежат в диапазоне $400\text{—}2000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}^1$). Значит, с помощью таких 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.

¹) Space Astronautics, I, 1963; называются значения и до $3000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (Astronautica Acta, 1962, V, т. 8, № 6). В частности, специалисты фирмы Аэко (США) считают, что может быть создан дуговой двигатель мощностью в несколько мегаватт с удельным импульсом $3000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (Missiles and Rockets, 29. IV 1963).

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 импульса по сравнению с обычными термохимическими двигателями, которое становится возможным с помощью электроракетных двигателей, сопровождается столь же, или даже более существенным уменьшением тяги, развиваемой двигателем.

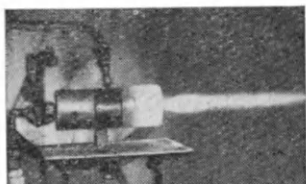


Рис. 16. Дуговой электротермический ракетный двигатель фирмы Авко (США), работающий на постоянном токе. (Aeroplane, 19. XI 1960; Astronautics, XII, 1961.)

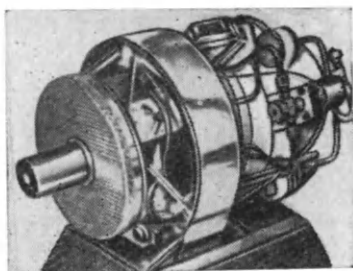


Рис. 17. Электротермический дуговой ракетный двигатель фирмы Плазмадайн (США). Тяга двигателя равна 0,45 кг, вес 4,5 кг, длина 370 мм, диаметр 216 мм (Interavia, III, 1962).

Так, во всех построенных экспериментальных моделях электродуговых (да и других электроракетных) двигателей тяга обычно составляет всего сотые или, от силы, десятые доли килограмма. Например, показанный на рис. 16 экспериментальный электродуговой двигатель, один из ряда, разработанных в США фирмой Авко¹⁾, развивает тягу 340 г при собственном весе примерно 1,6 кг (мощность двигателя 30 кВт, он работает на водороде или гелии). Выходит, что и по удельному весу этот двигатель (аналогичные двигатели созданы и другими фирмами, например Плазмадайн²⁾ (рис. 17), Джeneral Электрик³⁾) и др. ни в какое сравнение не может идти

¹⁾ Astronautics, VII, 1960 и др.

²⁾ Space Astronautics, I, 63. Указывается, что фирма Плазмадайн разрабатывает также двигатель мощностью 300 кВт.

³⁾ AIAA Journal, II, 1963. Один из дуговых двигателей фирмы, работающий на переменном токе мощностью 30 кВт, развивает тягу порядка 0,225 кг (Astronautics, X, 1961).

с обычными термохимическими: на 1 кг тяги у этого двигателя приходится более 5 кг собственного веса, тогда как у современных жидкостных, а тем более твердо-топливных ракетных двигателей всего десятки граммов — в добрую сотню раз меньше!

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, тот же показанный на рис. 16 электродуговой двигатель уже испытывался при непрерывной работе на гелии в течение 47 часов. А по более поздним сообщениям этот же или аналогичный электродуговой двигатель фирмы Авко испытывался на стенде непрерывно в течение 30 суток; за это время он останавливался лишь дважды на короткое время по причинам, от него не зависящим. Осмотр двигателя после испытания показал, что он мог бы работать значительно дольше. Ни один другой электроракетный двигатель в США, к какому бы типу он ни принадлежал, так долго еще не работал. Что же говорить о термохимических ракетных двигателях? Для них это просто недостижимая мечта!

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 время¹⁾. 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 препятствием. Мало того, несмотря на свои бесспорные недостатки, эти двигатели, и только они одни, способны намного 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

¹⁾ Если, например, вес корабля равен 2,25 т, а двигатель развивает тягу, равную всего 0,5 кг, то через 60 минут работы двигателя скорость корабля возрастет на 24 км/час, через 24 часа — на 600 км/час, а через месяц — на 17 600 км/час (Deutsche Aero-Revue, 1962, 6, № 5).

быть нагрето до температуры 4000°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.

ТАЙНЫ ПЛАЗМЫ

Плазма... 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.

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...

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 гасят 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 высокой температуры. В такой высокотемпературной плазме 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 имеющихся там атомов полностью лишены своих электронных оболочек и плазма является в этом случае бур-

лящей смесью положительных атомных ядер и отрицательных электронов. Для полной ионизации самых тяжелых из существующих в природе атомов нужна еще большая температура, равная, по расчетам Зенгера, примерно 2 миллиардам градусов, по другим данным, графически изображенным на рис. 18, несколько меньшая.

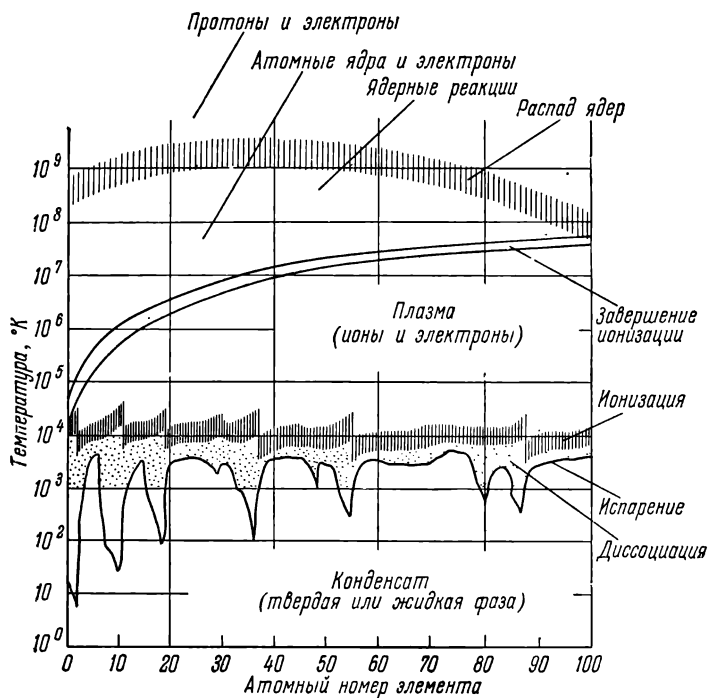


Рис. 18. Изменение состояния различных химических элементов при нагреве (по Хантше и Вичореку).

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 удастся добиваться практически полной ионизации плазмы лишь при ее весьма большой разреженности.

Плазма очень распространена в природе. Более того, абсолютно бóльшая часть всего вещества в природе 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, совсем или 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 динамомашине. Точно так же наличие электрического тока в плазме заставляет ее двигаться в магнитном поле подобно движению якоря электродвигателя.

Мы указали лишь некоторые частные примеры, свидетельствующие о том, 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 бутылке», сжимается в шнур, нигде не касающийся стенок сосуда, в котором она находится. Подобным методом уже удалось достичь температуры плазмы в десятки миллионов градусов, 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 — динамомашин, в которых роль вращающегося якоря выполняет плазма, текущая в каналах неподвижного корпуса? Ведь в такой динамомашине не будет ни одной движущейся части, и вместе с тем она будет гораздо эффективнее существующих машин этого рода (возможен к. п. д. 40—50 % вместо 35 % у обычных турбогенераторов).

С иных позиций проявляют большой интерес к плазме специалисты в области аэродинамики самолетов и ракет, а также конструкторы этих летательных аппаратов. Оказывается, 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. 19). В частности, это касается проблемы так называемого обратного входа космических летательных аппаратов в плотную атмосферу и других проблем, объединенных общим понятием теплового барьера.

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 конструкционных 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 подобного применения плазмы. По сообщениям зарубежной печати, в США действуют сотни плазменных уста-

новок такого назначения¹⁾, а всего несколько лет назад они находились только еще в стадии эксперимента.

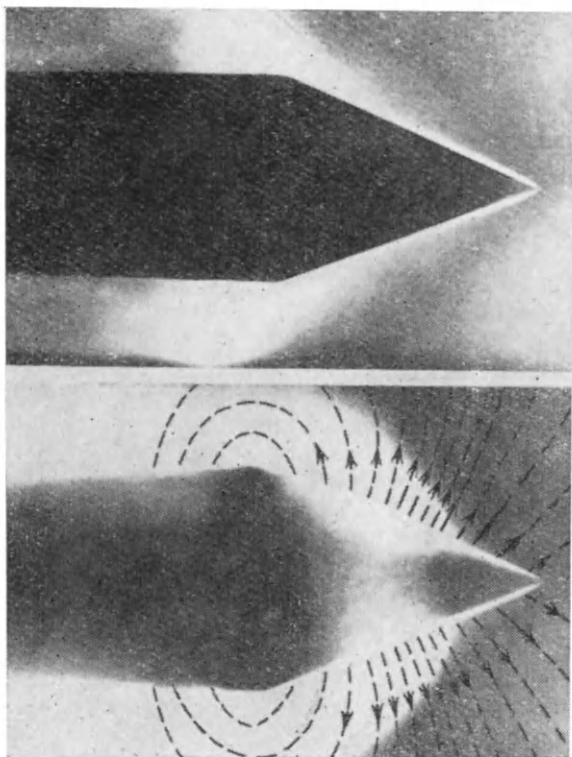


Рис. 19. Магнитогидродинамическое воздействие на плазму при гиперзвуковом обтекании тела. Сверху — снимок обтекания конуса, сделанный в ударной трубе. Зона свечения плазмы образуется за ударной волной. Снизу — картина обтекания того же конуса с наложенным магнитным полем (силовые линии поля показаны стрелками; поле образовано соленоидной катушкой внутри конуса). Лобовое сопротивление конуса возросло, теплоотдача к нему уменьшилась (Jet Propulsion, IX, 1958).

Совершенно понятны и надежды, которые связывают с плазмой ракетная техника и космонавтика. Разве

¹⁾ Aviation Week, 9. V 1960.

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.

В плазменных двигателях этого типа выгоднее использовать иную конструкцию, чем приведенная выше в гл. 3 для электродугового двигателя. В этих случаях обычно 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. Электроды изготавливаются из вольфрама и различных других тугоплавких металлов, графита, а также меди и др. Как видно из рис. 20, такая конструкция двигателя облегчает создание вихря жидкости вокруг дуги, охлаждение стенок, а также регулирование расхода плазмы (путем 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

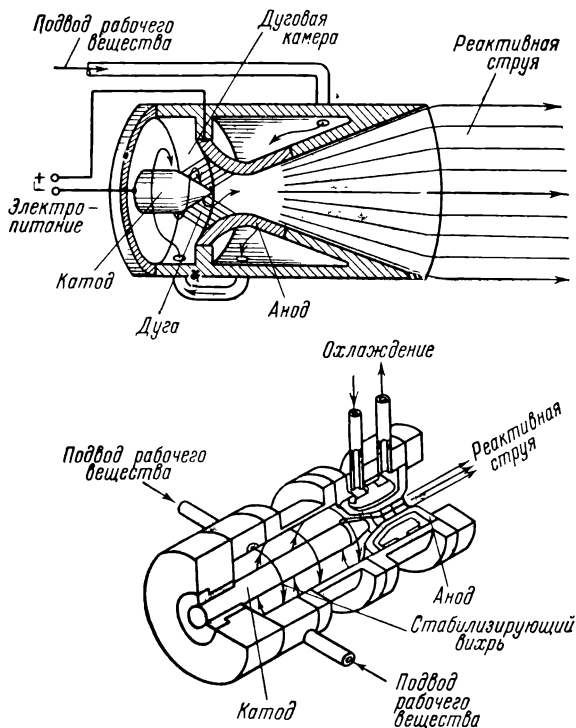


Рис. 20. Схемы электротермического двигателя со стабилизированной дугой (Interavia, № 10, 1958; Scientific American, III, 1961).

большой интенсивности обладает недостаточной устойчивостью). Экспериментально с помощью стабилизированной дуги были получены значения температуры плазмы, превышающие $50\,000^\circ\text{C}$ ¹⁾. Понятно, что степень ионизации

¹⁾ «Изобретатель и рационализатор», № 2, 1960.

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° С. Такая температура развивается, в частности, и в плазменной сварочной горелке с аргонем, созданной в Институте металлургии Академии наук СССР¹⁾.

О другом возможном способе значительного повышения температуры плазмы уже шла речь выше, ибо этот способ используется в опытах 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 магнитного давления направлена так, что она 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 (рис. 21). Здесь мы впервые встречаемся с взаимодействием электрического и магнитного полей плазмы, столь характерным для плазменных ракетных двигателей. Не даром их называют часто *электромагнитными* ракетными двигателями (рис. 22).

Впрочем, эти двигатели называют и иначе — *магнитогидродинамическими*, или магнитогазодинамическими. Это объясняется тем, что явления, связанные с течением

¹⁾ «Наука и жизнь», V, 1960; об опытах с генераторами плазмы в СССР см. также «Оптика и спектроскопия», XI, 1962, т. 13, № 5.

электропроводящей жидкости в магнитном поле, изучает новая, чрезвычайно быстро развивающаяся и весьма перспективная наука, получившая название магнитогидродинамики, или магнитогазодинамики. А ведь именно

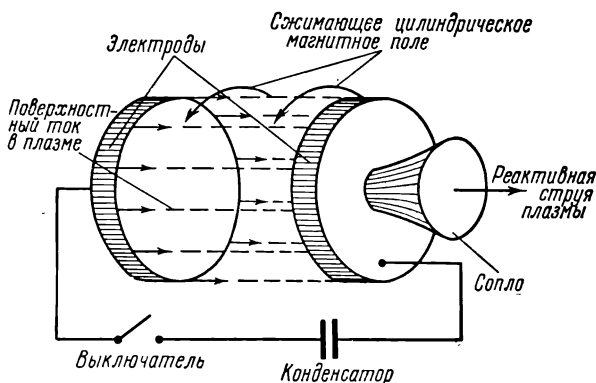


Рис. 21. Схема «пинцевого» плазменного электроракетного ускорителя (Luftfahrttechnik, 10. I 1961; Raketentechnik, № 3, 1961).

эти явления лежат в основе работы плазменных двигателей, когда на арене появляется взаимодействие плазмы с магнитными полями.

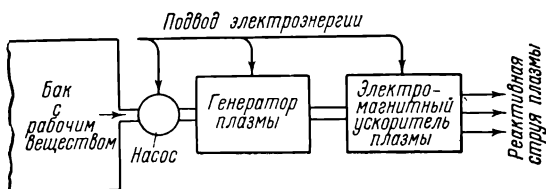


Рис. 22. Принципиальная схема плазменного электроракетного двигателя (Journal of the Aerospace Sciences, X, 1959).

Происхождение термина «магнитогидродинамика» совершенно очевидно. Гидродинамика — это наука о течении жидкостей; аэродинамика и газодинамика являются, по существу, разделами этой науки, поскольку воздух и вообще любой газ — тоже жидкости, но только сжимаемые. При изучении движения жидкости гидроди-

намика имеет дело как со свойствами самой жидкости — ее вязкостью, плотностью и др., так и с действующими на нее силами — давления, 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 достигает 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 интересоваться 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 плазмен-

ными 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 воздуха¹⁾).

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 полями²⁾). Это обстоятельство делает понятным большое разнообразие возможных и исследуемых в настоящее время схем электромагнитных плазменных ракетных двигателей.

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.

Различные плазменные двигатели отличаются друг от друга количественным соотношением обоих видов затрачиваемой энергии, методами электромагнитного воздействия на струю плазмы, электродным или безэлектродным образованием плазмы, энергетическими параметрами — величиной и напряжением электрического тока, напряженностью и законом изменения магнитного поля, применением постоянного или переменного тока различной частоты и др., периодичностью или непрерывностью действия, установившимся или импульсным течением, характером рабочего вещества, величиной

¹⁾ Interavia, № 10, 1957.

²⁾ Принципам ускорения плазмы магнитным полем посвящено большое число исследований советских ученых; см., например, статью С. И. Фадеева «Об ускорении плазмы магнитным полем» («Инженерный журнал», 1962, т. 2, вып. 3) и др.

тяги и удельного импульса, конструктивными особенностями и т. д. Множество уже существующих и предложенных типов магнитогидродинамических 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 плазмы¹⁾. В соответствии с этим можно указать следующие типы магнитогидродинамических 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 всех 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. 23), 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 сила (этот принцип широко используется в так называемых электромагнитных насосах для перекачивания жидких металлов). Направление

¹⁾ ARS Journal, XII, 1961; Astronautics, IV, 1962 и др.

этой силы определяется известным правилом левой руки, которое используется обычно в случае электродвигателя. Это не удивительно, потому что такой плазменный двигатель и представляет собой, по существу, аналогию обычного электродвигателя, в котором роль вращающегося якоря играет текущая плазма¹⁾.

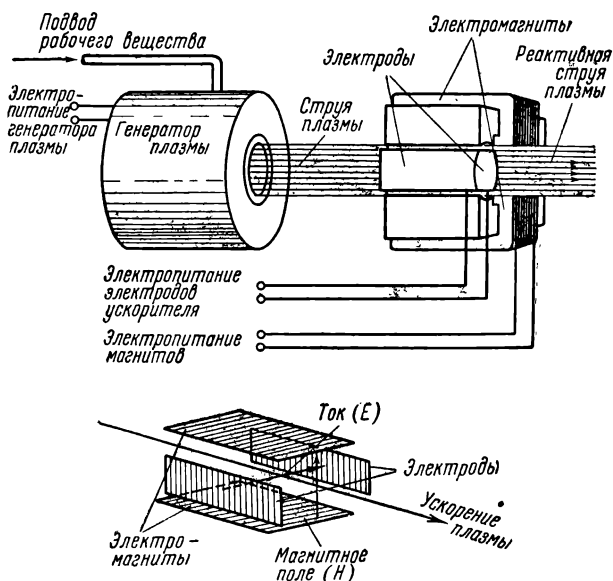


Рис. 23. Схема электромагнитного ускорителя со скрещенными электрическим и магнитным полями (шунтового или « $E \times H$ » ускорителя) (Scientific American, III, 1961).

«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

¹⁾ Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, IV, 1963; см. также «Прикладная математика и механика», 1961, № 25.

весьма большие надежды; он найдет, вероятно, применение и в космонавтике, о чем будет сказано ниже, в гл. 6. Кстати сказать, идея подобного генератора известна уже более 100 лет, но только теперь она стала технически реализуемой, — пришло и для нее время. Первые экспериментальные магнетогидродинамические генераторы уже испытывались в лаборатории, развивая значительную мощность¹⁾. По имеющимся сообщениям,

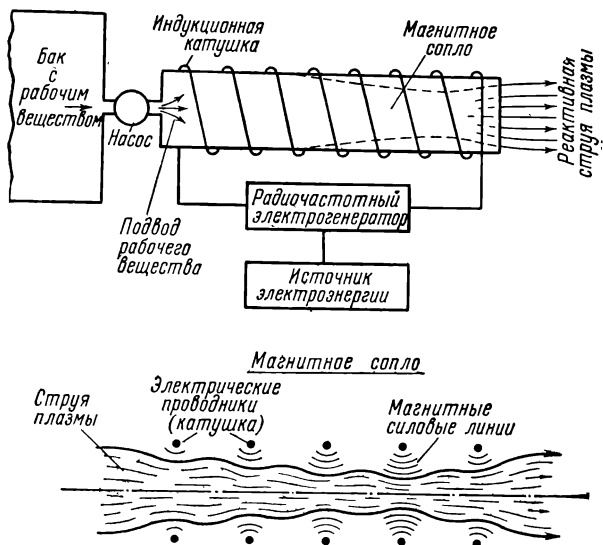


Рис. 24. Схема безэлектродного (индукционного) плазменного двигателя с магнитным соплом (Aeronautics, XI, 1959; Machine Design, 26. X 1961).

мощность таких генераторов превышала уже 200 кВт²⁾. Особенно перспективны генераторы с использованием сверхпроводящих магнитов³⁾.

В другом типе плазменного двигателя с установившимся течением используется индукционный (т. е. безэлектродный) нагрев рабочего тела (это — двигатель индукционного типа, рис. 24) с помощью радиочастотной

¹⁾ Air Conditioning, Heating and Ventilating, I, 1960; Transactions ASME, X, 1961 и др.

²⁾ Missiles and Rockets, 17. IV 1961.

³⁾ Science News Letter, 2. II 1963.

электроэнергии. Образовавшаяся плазма ускоряется затем с помощью того же электрогенератора в так называемом магнитном сопле под действием внешнего магнитного поля, вызывающего сжатие и ускорение струи¹⁾. 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 спиралевидное движение плазмы может быть преобразовано в прямолинейное с большой скоростью (рис. 25). Двигатель такого рода

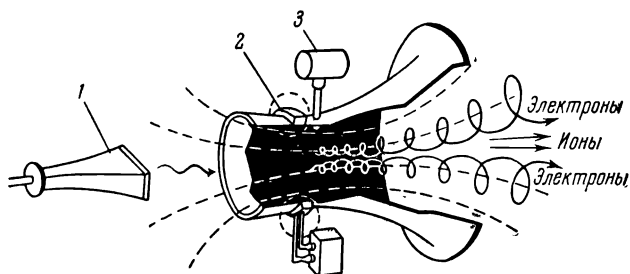


Рис. 25. Схема устройства микроволнового плазменного ускорителя по проекту фирмы Джeneral Электрик.

1 — рупорный высокочастотный излучатель; 2 — обмотка для создания постоянного магнитного поля; 3 — ввод рабочего тела.

разрабатывается, в частности, фирмой Джeneral Электрик (США)²⁾.

В так называемом электромагнитном ускорителе бегущей волны, как видно по приводимой схеме этого двигателя (рис. 26), 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

¹⁾ ETZ, 22. IV 1963 и др.

²⁾ Aviation Week, 27. XI 1961 и др.

к его соплу непрерывно перемещались волны магнитного поля, вызывающие разгон заключенной между ними плазмы¹⁾.

Двигатели импульсного типа часто называют общим термином «плазменные пушки» — они действительно как бы «выстреливают» время от времени порции плазмы²⁾. Такие «выстрелы» осуществляются с помощью циклически меняющегося по величине или же циклически появляющегося и исчезающего магнитного поля, воздействующего на образующуюся тем или иным методом

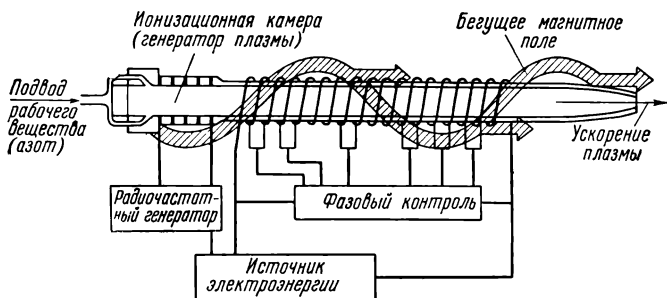


Рис. 26. Схема плазменного ускорителя с бегущей волной (Aeronautics, XI, 1959).

плазму. Переменное поле и создает ускоряющую поперечную силу, увеличивающую кинетическую энергию струи плазмы. Величина тяги двигателя регулируется при этом частотой и интенсивностью повторяющихся импульсов.

Двигателем этого рода является уже упоминавшийся «пинчевый» ускоритель³⁾, являющийся, как указывалось выше, серийным. В этом случае циклически повторяющиеся 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» и создающего при этом ударную волну, заставляющую плазму

¹⁾ Astronautics, XI, 1959.

²⁾ Aviation Week, 31. X 1960.

³⁾ Zeit Flugwiss., 1962, 10, № 3.

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. 27) с тем, чтобы радиальное движение плазмы, сжимаемой «магнитным поршнем», было преобразовано в осевое. При очень

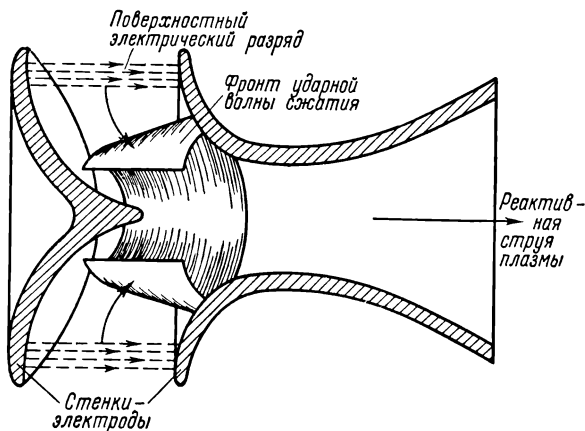


Рис. 27. Схема «пинчевого» Т-образного плазменного ускорителя фирмы Рипаблик (Aviation Week, № 26, 1959).

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.

Широко исследуются различного рода импульсные плазменные двигатели так называемого шинного или рельсового типа (рис. 28)¹⁾; иногда их называют линейными ускорителями. В них плазма разгоняется вдоль двух, как правило, довольно длинных шин — проводников тока, представляющих собой параллельные проволоки

¹⁾ ETZ, 22. IV 1963 и др.

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

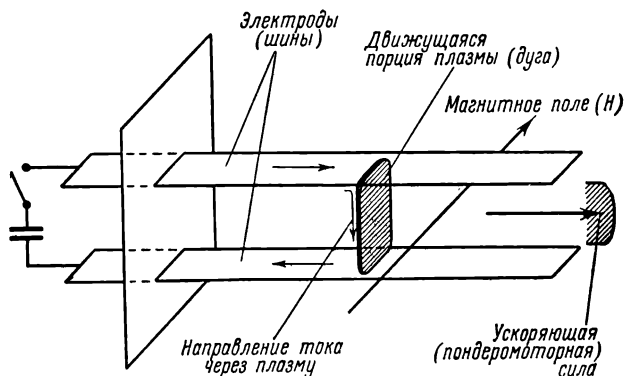


Рис. 28. Схема электромагнитного линейного ускорителя плазмы рельсового (шинного) типа (ARS Journal, X, 1959; ETZ, 22. IV 1963 и др.).

бы и металлический проводник, скользящий 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 плазмоидов¹⁾ (ускоритель называют в этом случае плазмоидной пушкой; обычно плазма образуется из материала расходуемых электродов).

Плазмоиды 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

¹⁾ 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).

достигает десятков и сотен километров в секунду. Каждый плазмод представляет собой стянутое магнитным

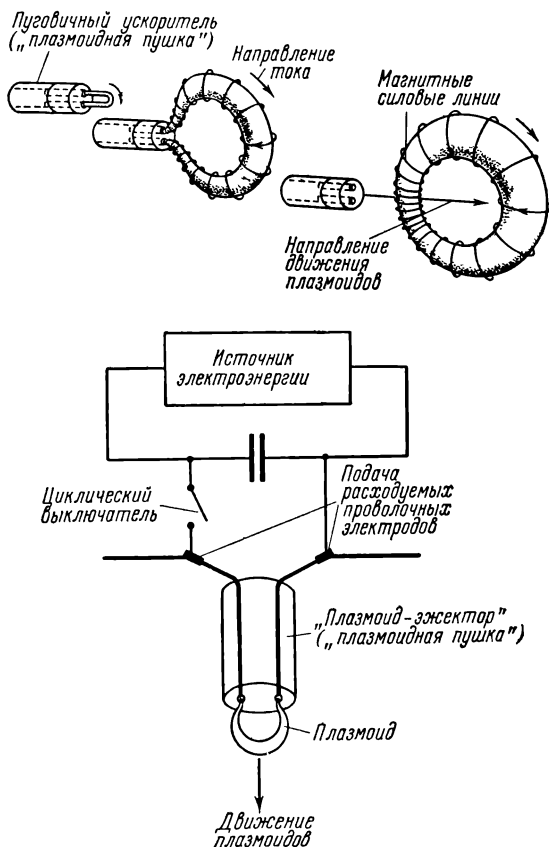


Рис. 29. Схема образования «плазмодов» в электромагнитном двигателе. Внизу — схема двигателя. (Доклад В. Бостика на конференции по сверхвысоким температурам, США, 1958, «Вопросы ракетной техники», № 3, 1959.)

полем кольцо плазмы с текущим в нем током и образуется в результате расширения петли тока под действием собственного магнитного поля, иногда усиливаемого с помощью перемычек — металлических пластинок в электрической цепи (рис. 29). Этот метод усиления

применяется и в плазменных пушках других типов. Опыты с шинными электромагнитными ускорителями проводятся как у нас в стране ¹⁾, так и в США (работы Бостика из Калифорнийского технологического института и др. ²⁾). Модификацией этих двигателей являются небольшие «пуговичные» двигатели, исследуемые в США тем же Бостиком и др. ³⁾.

Некоторые из плазменных пушек аналогичны по устройству так называемым магнетогидродинамическим

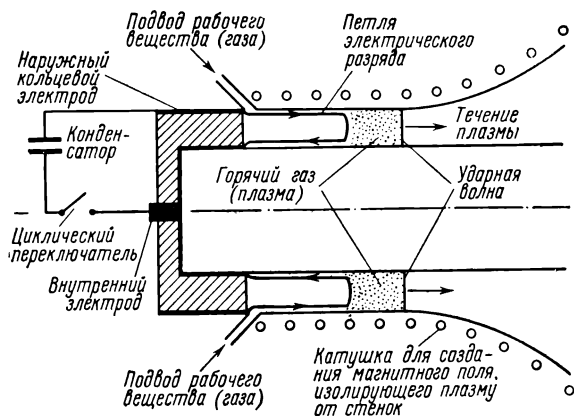


Рис. 30. Схема магнетогидродинамического ударного ускорителя с расширением петли тока (Astronautics, № 10, 1959).

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. 30). Внешнее слабое магнитное поле наводится при этом лишь для изоляции плазмы

¹⁾ См., например, статью акад. Л. А. Арцимовича в «Журнале экспериментальной и теоретической физики», № 1, 1958.

²⁾ ARS Journal, X, 1959; Phys. of fluids, IX, 1961 и др.

³⁾ Бостик, Бифилд, Доклад на XI астронавтическом конгрессе в Столькгольме, 1960.

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 магнито-гидродинамическими ускорителями; рис. 31) первоначальное вращение плазмы переходит в ее поступательное

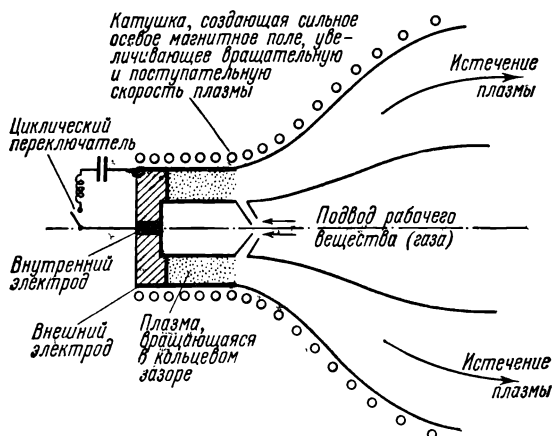


Рис. 31. Схема роторного магнито-гидродинамического ускорителя (Astronautics, № 10, 1959).

движение при выбрасывании плазменного кольца из двигателя под действием магнитного поля. При этом внешнее магнитное поле играет большую роль, чем внутреннее, в отличие от приведенного выше ускорителя типа кольцевой магнитной ударной трубы¹⁾).

Мы привели только некоторые примеры исследуемых в настоящее время плазменных двигателей, вовсе не задаваясь целью дать их исчерпывающий обзор, который оказался бы чрезмерно обширным для нашей книги. Однако 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

¹⁾ Astronautics, XI, 1959.

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, хотя, в отличие от теоретических работ, данных экспериментальных исследований пока опубликовано сравнительно немного. Это объясняется тем, что экспериментальные исследования плазменных двигателей также связаны с колоссальными 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 смогут быть осуществлены лишь в космосе, в истинном полете ракеты. К такому выводу пришли, например, в США, где усиленно разрабатывают проекты ракет для летных испытаний различных плазменных и других электроракетных двигателей¹⁾.

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 $5000\text{—}20\,000 \frac{\text{кг}\cdot\text{сек}}{\text{кг}}$ (скорость истечения $50\text{—}200 \text{ км/сек}$), т. е. по крайней мере на по-

¹⁾ Astronautics and Aerospace Engineering, II, 1963.

рядок величины больше, чем у простых электротермических двигателей и почти на два порядка по сравнению с термохимическими двигателями¹⁾. Правда, эти данные (меньшие значения относятся к двигателям с установившимся 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 $100\,000 \frac{\text{кг}\cdot\text{сек}}{\text{кг}}$, что соответствует скорости истечения 1000 км/сек^2).

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. В настоящее время полный к. п. д. этих двигателей находится в диапазоне 20—30%, но, вероятно, сможет быть повышен до 50% и более³⁾. Что касается весовых характеристик, то эти двигатели немногим уступают электротермическим. Однако такое отличие не является существенным, так как в основном вес любой электроракетной силовой установки

¹⁾ Journal of the Aerospace Sciences, X, 1959.

²⁾ Interavia, X, 1958. (Это же значение указывает и Э. Зенгер, Astronautica Acta, 1962, V, 8, № 6.)

³⁾ AIAA Journal, VII, 1963.

определяется не самим двигателем, а необходимой для его работы энергоустановкой, о чем будет идти речь в гл. 6.

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 Лавалья из разных материалов, от графита до вольфрама и молибдена, испарялись за доли секунды, когда через них протекал воздух температурой 9000°K ; тепловой поток в горловине сопла составлял при этом 400 кВт/см^2 ¹⁾. 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 середине 1960 г. Национальное управление по авионавтике 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 $9000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ²⁾, — так и развивавший большую импульсную тягу, более 4000 килограммов, но в течение весьма

¹⁾ Missiles and Rockets, 10. XI 1958.

²⁾ Astronautics, X, 1961.

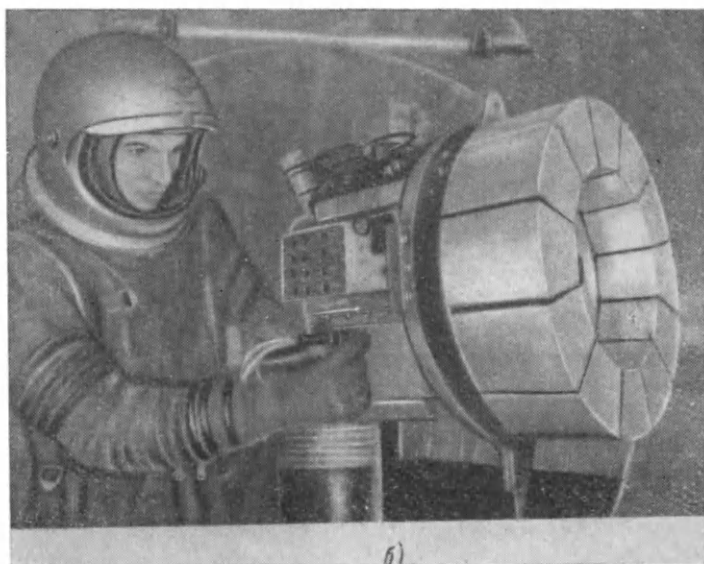
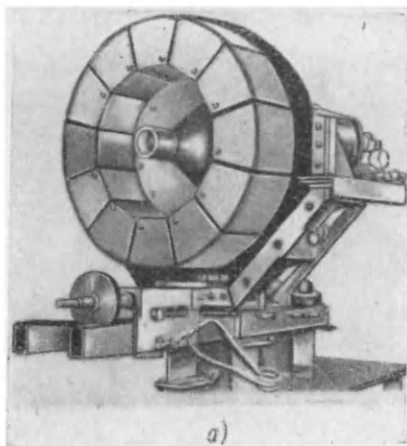


Рис. 32. Экспериментальные «пинчевые» плазменные ракетные двигатели фирмы Рипаблик (США). а) Двигатель XE-1; б) XE-1A (Missiles and Rockets, 2. X 1961; Flight, 6. VI 1963).

короткого промежутка времени, менее микросекунды¹⁾. Такие циклы могут повторяться много раз в секунду. При частоте 500 циклов в секунду средняя тяга двигателя составляла 0,8 кг²⁾. В двигателе фирмы, получившем обозначение ХЕ-1, также используется пинч-эффект³⁾. Тяга этого двигателя равна 4,5 г, удельный импульс на разных режимах изменяется от 1000 до $7000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. На приводимой фотографии двигателя

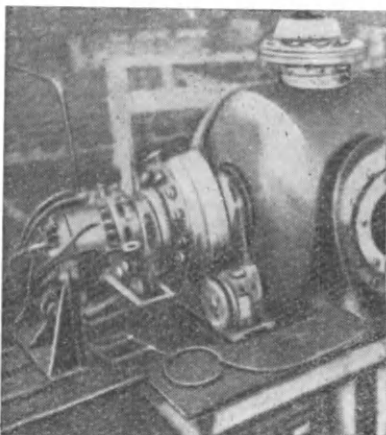


Рис. 33. Испытание лабораторной модели плазменного ракетного двигателя REPPAC III фирмы Джeneral Электрик (США) в барокамере (Space Management, № 10, 4, 1961).

вокруг сопла. Принципиальная схема этого двигателя была приведена на рис. 27.

На том же рис. 32 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 кг⁴⁾.

В 1960 г. фирма Гранд Централ Рокет (США) разработала проект пульсирующего плазменного двигателя тягой 13,5 кг с удельным импульсом

$20\,000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$; двигатель должен иметь 150 тяговых камер — ускорителей плазмы, работающих с частотой 10 000 гц. Энергопитание этой силовой установки пред-

¹⁾ Missiles and Rockets, 11. V 1959.

²⁾ Science News Letter, 11. VII 1959.

³⁾ Missiles and Rockets, 2. X 1961.

⁴⁾ Flight, 6. VI 1963.

полагается от атомной электросиловой установки весом 150 т^1).

Фирма Дженерал Электрик испытывала непрерывно в течение 18,5 часа пульсирующий плазменный двигатель тягой в одном импульсе 45 г^2). Другой подобный же двигатель фирмы с тягой 9 г при частоте 1000 циклов в минуту (двигатель REPPAC III, рис. 33) наработал при

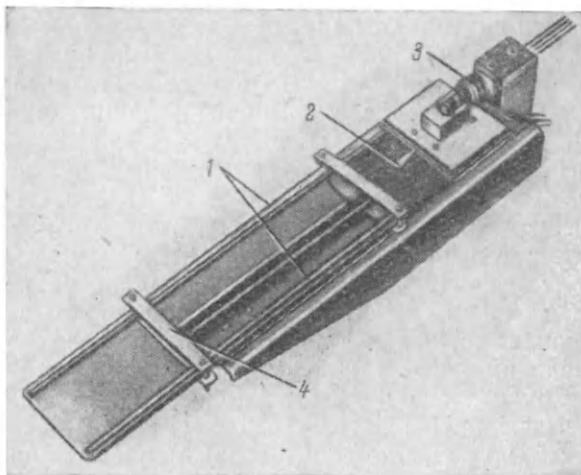


Рис. 34. Экспериментальный плазменный ракетный двигатель рельсового типа фирмы Рокет Рисерч (США).

1 — электроды; 2 — подача газообразного рабочего вещества;
3 — конденсатор; 4 — пружинные зажимы пластин.

испытании в барокамере 60 часов; к. п. д. этого двигателя мощностью 7 кВт составил 32% , удельный импульс $5000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}^3$).

Фирма Рокет Рисерч (США) создала экспериментальный пульсирующий плазменный ракетный двигатель рельсового типа⁴), показанный на рис. 34. Сверху и

¹) Missile Design and Development, IX, 1960.

²) Astronautics, I, 1961.

³) Space Aeronautics, 1962, 37, № 1; Aerospace management, 1961, 4, № 10.

⁴) Missiles and Rockets, 5. II 1962.

снизу на параллельные рельсовые электроды наложены стеклянные пластины, предотвращающие утечку рабочего вещества. По утверждению фирмы, при опытах в барокамере при давлении 10^{-4} торр и 1000 импульсов в секунду был достигнут к. п. д. двигателя 0,5—0,6 (предполагается его увеличение до 0,7—0,8) и удельный импульс в диапазоне 5000—10 000 $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Двигатель предназначен для использования в системе ориентации искусственного спутника Земли.

Ведут испытания разработанных ими плазменных двигателей и другие фирмы¹⁾. Один из двигателей с непрерывным течением развил при испытании, как сообщает печать, тягу до 1,6 кг²⁾.

Чтобы закончить главу о плазменных двигателях, хотелось бы подчеркнуть вот какое обстоятельство. Из всего вышеизложенного у читателя могло сложиться представление о плазме как о газе, нагретом до весьма высокой температуры. Между тем это вовсе не так. Верно, что сильный нагрев газа превращает его в плазму. Верно и то, что в плазменных двигателях всегда имеют дело именно с такой высокотемпературной плазмой, потому что это позволяет достигать высоких скоростей истечения. Но нагрев газа хоть и самый распространенный, но вовсе не единственный способ получения плазмы. Можно получить и низкотемпературную, относительно холодную плазму, и такая плазма не только встречается в природе (в частности, подобной плазмой заполнено пространство между галактиками; астрономы называют ее межгалактической плазмой), но и используется в технике³⁾.

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. столба⁴⁾. В результате воздействия радиочастотного электромагнитного поля атомы ртути, текущей в сопле

¹⁾ Luftfahrttechnik, Raumfahrttechnik, IV, 1963.

²⁾ Astronautics, 1962, 7, № 6.

³⁾ Правда, обычно низкотемпературной считают плазму гораздо более горячую, с температурой в сотни тысяч и миллионы градусов.

⁴⁾ Journal of the Aerospace Sciences, № 8, 1959.

Лавая, ионизуются и образуется плазма, однако температура ее невелика, порядка 450°C . Высокоскоростная струя плазмы, образующаяся при расширении и ускорении в сопле Лавая, 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 электро-

статические силы пропорциональны величине зарядов и обратно пропорциональны 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... иголка. Если в проушину этой иголки вдеть оголенный проводник, связанный с отрицательным зажимом генератора электрического тока или катодом электрического элемента, то при достаточном напряжении этого источника тока иголка поведет себя как заправский реактивный двигатель. Для этого достаточно, например, воткнуть такую иголку в плавающую на воде пробку — такой «кораблик» сейчас же начнет плыть, двигаться в направлении от острия иголки к проушине. Какая сила толкает кораблик? Реактивная сила, которая создается иголкой, превратившейся в двигатель. Эта реактивная тяга образуется потоком электронов, стекающих с ост-

рия иголки. 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 копеечку, 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 обогажительных 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 налицо 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.

Очевидно, в любом электростатическом двигателе должно иметься устройство для ионизации рабочего вещества и устройство для электростатического ускорения образующихся ионов (рис. 35). Но, как можно видеть,

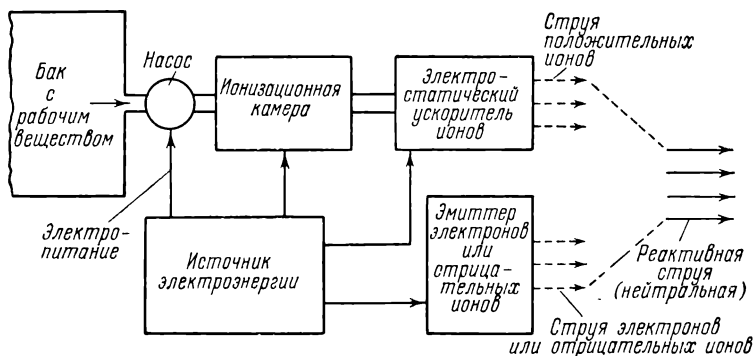


Рис. 35. Схема электростатического ракетного двигателя (ARS Journal, X, 1959).

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 исте-

чению 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.

На первом месте находится, пожалуй, метод ионизации на раскаленной металлической поверхности. Этот метод очень 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 ионных ракетных двигателях обычно применяется именно такой источник ионов. Как же он работает?

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 потребная 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 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, бóльшую 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°C), реций (3167°C), углерод (3550°C). Вот почему наиболее часто предполагается применение именно этих веществ, в особенности вольфрама.

Интересно отметить, что выгодна вовсе не максимально 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 $1200\text{—}1450^{\circ}\text{K}$ (по Лангмюиру). Понижение рабочей температуры выгодно и в отношении уменьшения потерь энергии на излучение, которые при невыгодных условиях могут достигать $40\text{—}50\%$ 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 пора́ми диаметром не более $1\text{—}2$ микрон (рис. 36).

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°K , 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 маслом¹⁾.

Мощным источником ионов могла бы служить, конечно, электрическая дуга, большим достоинством которой является то, что она может обеспечить ионизацию любых веществ, а не только одних щелочных металлов.

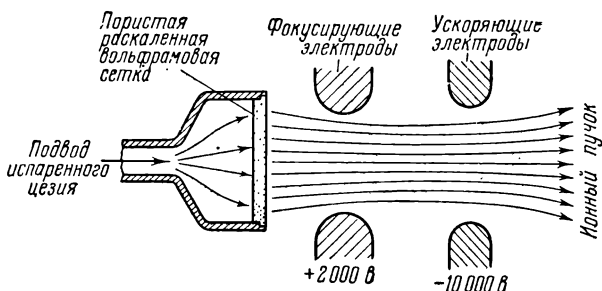


Рис. 36. Схема пористого ионного источника (Штулингер и Зейтц).

Однако это означает возврат к «горячему» электричеству со всеми его недостатками, о которых шла речь выше.

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. В источниках с газовым разрядом может быть использован либо холодный, либо горячий катод — эмиттер электронов, но общим им отличием является то, что эмитированные в газовую среду

¹⁾ Paper IAS, № 59—103.

электроны оказываются как бы запертыми в ловушке, образованной внешним магнитным полем. Вследствие этого они колеблются вдоль оси этой ловушки и, сталкиваясь в ней с атомами рабочего вещества, ионизируют их.

Так, в ионном источнике, использующем этот метод «колеблющихся электронов» и разработанном фирмой Юнайтед Эркرافт¹⁾, 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) 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 состоит из смеси ионов и электронов.

Вариантом этого же метода ионизации с помощью электронной бомбардировки является метод, используемый в так называемом дуоплазматронном источнике²⁾. В этом источнике (рис. 37) 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 ионизации³⁾.

Исследуются также методы ионизации с помощью высокочастотных безэлектродных разрядов, электростатической индукции (для получения многомолекулярных 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

¹⁾ Aviation Week, 31. X 1960.

²⁾ ARS Journal, XI, 1959; SAE Journal, IV, 1961 и др.

³⁾ Astronautics, I, 1961; Luftfahrttechnik, V, 1962 и др.

(число ионов), приходящаяся на 1 см^2 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

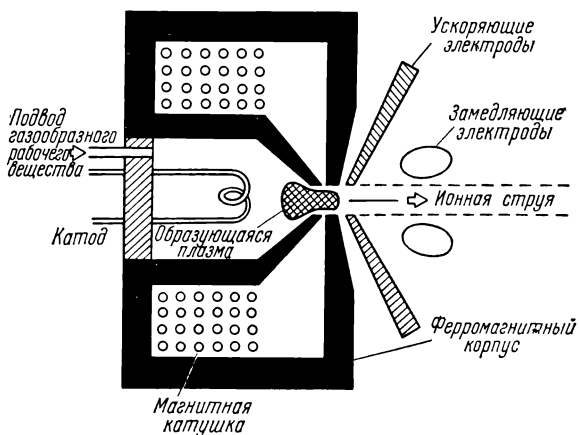


Рис. 37. Схема дуоплазмотронного ионного источника (SAE Journal, IV, 1961).

требованием 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 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 двигателя¹⁾.

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 элек-

¹⁾ 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 61).

трода 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.

Однако в действительности это не так. Ниже, в гл. 7, 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/сек¹⁾), заведомо бóльшая, 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

¹⁾ Missiles and Rockets, 4. IV 1960; ARS Journal, X, 1959.

электронно-оптическая система, в нашем случае для аналогичной цели используется «ионная оптика». Одним из возможных решений этой задачи является применение специальных фокусирующих электродов — экранов, расположенных перед ускоряющими электродами и заряженных положительно, как это показано на схеме. Эти экраны отклоняют ионы так, чтобы исключить 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. 38)¹⁾. Так, в опытах американской фирмы Эроджет 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°С, его можно хранить при температуре жидкого азота²⁾.

Однако задача нейтрализации совсем не так проста, как может показаться, и считается одной из наиболее трудных из всех 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, не-

¹⁾ ARS Journal, V, 1961.

²⁾ Aviation Week, 28. XI 1960.

обходимость 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

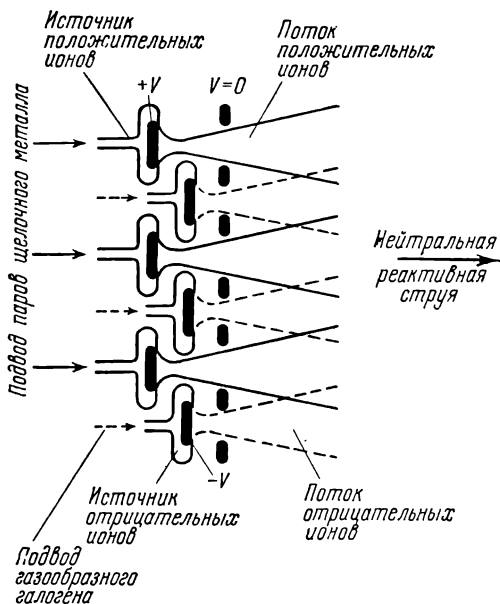


Рис. 38. Схема секционного ионного двигателя с положительными и отрицательными ионами (фирма Локхид, США) (Luftfahrttechnik, I, 1961).

элементов двигателя, в частности, тяговых камер, в особенности многосекционных, а также систем нейтрализации, весьма полезными являются опыты с моделированием в электролитических ваннах — закономерности этих процессов одинаковы). Определенные успехи в этой области уже получены¹⁾, однако, как уже отмечалось

¹⁾ Missiles and Rockets, 5. II 1962.

выше, достаточно верные результаты эксперимента могут быть получены лишь при истинном космическом полете.

На рис. 39 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

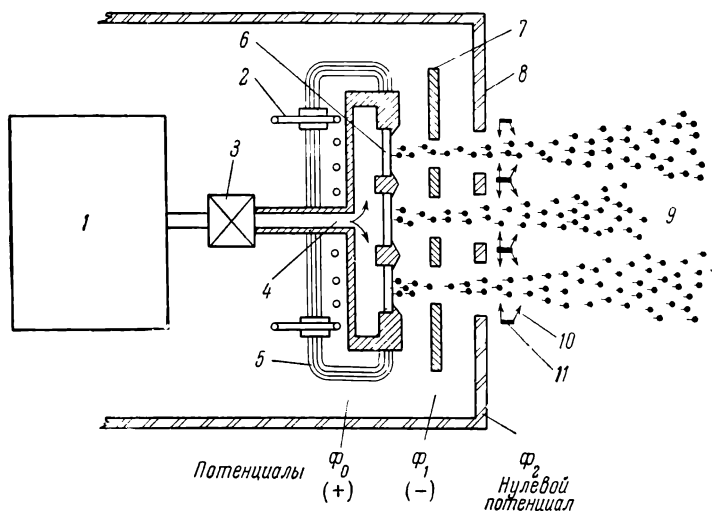


Рис. 39. Схема секционного ионного двигателя (Design News, № 6, 17, 1962).

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 — электроды; 11 — нейтрализующий электрод приблизительно при нулевом потенциале.

двигателе ряда ионных пучков, мощность каждого из которых ограничивается пространственным зарядом, лимитирующим силу тока ионов (она равна примерно трем миллиамперам при напряжении 5000 в¹⁾). В какой-то мере этот метод аналогичен созданию связок обычных термохимических ракетных двигателей. Очевидно, мощные ионные двигатели будут создаваться

¹⁾ Missiles and Rockets, 4. IV 1960; Design news, 1962, 17, № 6 и др.

именно таким образом. По некоторым данным¹⁾, для получения тяги в 1 г ионный двигатель должен иметь несколько сотен индивидуальных ускоряющих систем размерами не более нескольких миллиметров.

Судя по сказанному выше, типичный ионный двигатель должен состоять из следующих частей: бака с рабочим веществом, испарителя или распылителя этого вещества, ионного источника, тяговых камер с ускоряющими²⁾, замедляющими и фокусирующими устройствами (эти последние две части являются наиболее тяжелыми), эмиттеров электронов (например, раскаленных вольфрамовых нитей) или отрицательных ионов с целью нейтрализации ионного пучка, трубопроводов, системы регулирования и управления. 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. Правда, другие типы ионных источников не налагают такого ограничения, но наиболее перспективным и проверенным в настоящее время нужно считать именно метод поверхностной ионизации. Поэтому-то и сохраняется требование минимальной энергии ионизации. 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 ионом 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

¹⁾ Preprint ARS, № 1161—60.

²⁾ 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.

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. 40), чем больше масса ионов, тем, при том же ускоряющем напряжении, меньше скорость истечения и, следовательно, удельный импульс. На том же графике выделена область наивыгоднейших значений удельного импульса для типичных космических полетов $\left(2000—50\,000 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}\right)$ 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 ион-

ного 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,

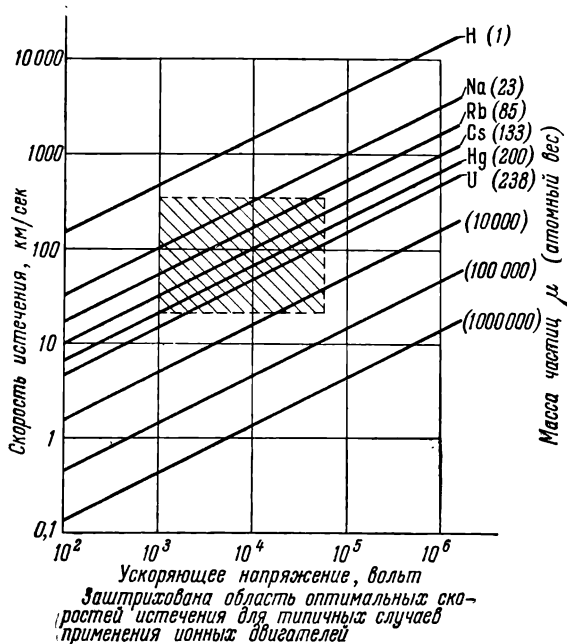


Рис. 40. Зависимость скорости истечения рабочего вещества от величины ускоряющего напряжения и массы вытекающих частиц (Stulinger, Seitz, *Electrostatic Propulsion Systems for Space Vehicles*, New York, 1960).

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.

Иногда высказываются предложения о создании 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 жидкостях¹⁾. 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 разряд²⁾.

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 ионных³⁾). Именно поэтому коллоидные двигатели перспективны и заслуживают 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, намного меньшим, чем ионных, его величина составит $1000—4000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}^4)$, но для многих значений она окажется вполне достаточной. В последнее время этим двигателям уделяется за рубежом большое внимание⁵⁾.

О возможной величине удельного импульса ионных двигателей уже говорилось выше — она может достигать и даже превышать $60\,000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$; это более чем

1) Journal of Applied Physics, III, 1959.

2) Astronautics, 1962, 7, № 6.

3) Astronautics, 1962, 7, № 1.

4) Missiles and Rockets, 7. XI 1960.

5) Astronautics, 1. VI 1962 и др.

вдвое превосходит обычно указываемые значения для плазменных двигателей. В большинстве случаев применения наивыгоднейшая величина удельного импульса окажется меньше этой, как будет показано в гл. 7. По существу, только в «холодном» ионном электростатическом двигателе могут быть достигнуты скорости истечения в сотни километров в секунду 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 $0,5\text{--}0,6\text{ г}^1$). 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 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 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 указывается²⁾, применение ряда последовательных ускоряющих электродов может привести к увеличению лобовой тяги ионного двигателя. Схема такого двигателя (рис. 41), представляющего собой высоковольтный электростатический ускоритель, была предложена, в частности, американским ученым Д. Ромиком³⁾.

¹⁾ «Журнал экспериментальной и теоретической физики» 29, № 8, 1959.

²⁾ Ленгмюир и Купер, Aviation Week, № 23, 1959.

³⁾ Industrial and Chemistry, VIII, 1956.

В ней используется ионизация путем бомбардировки электронами 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

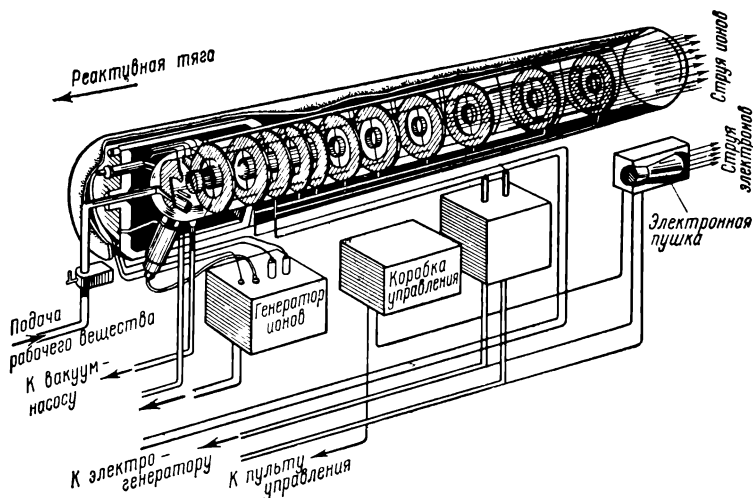


Рис. 41. Схема устройства ионного ракетного двигателя с линейным ускорителем по идее Ромика.

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 предполагается строительство электронного линейного ускорителя длиной более 3 км ¹⁾!

По величине коэффициента полезного действия ионные ракетные двигатели превосходят другие типы электроракетных двигателей в связи с меньшей величиной потерь. Так, по одной из ориентировочных оценок для

¹⁾ New York Times, 8. I 1961.

ионных двигателей к. п. д. может достигать 75—95 %, а для коллоидных двигателей даже 99 % ¹⁾).

В настоящее время построен и испытывается в лабораториях США и других стран ряд ионных двигателей. Работами над этими двигателями в США заняты многие десятки промышленных фирм (в том числе и специально для этого созданных) и правительственных научно-исследовательских организаций. О размахе указанных 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 ²⁾). Вторая конференция, посвященная всем типам электроракетных двигателей, состоялась в марте 1962 г. ³⁾. Следует указать, что теория и расчет ионных двигателей разработаны более полно, чем плазменных.

Опубликованы сведения о ряде построенных и исследующихся за рубежом образцов ионных двигателей. Пока это главным образом экспериментальные модели для лабораторных исследований, а также летных испытаний ⁴⁾).

Проект ионного двигателя, разработанного Штулингером для ионной космической ракеты «Снупер», иллюстрируется приводимым рис. 42, на котором показаны некоторые детали конструкции двигателя, а также схема системы подачи цезия в двигатель, т. е. его «топливной» системы ⁵⁾).

В цезиевом ионном двигателе американской фирмы Рокетдайн достигнута при испытаниях тяга 0,25 г на 1 см² площади ионного источника. Мощность ионного пучка составляет 177 вт на 1 см² 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

¹⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960.

²⁾ Astronautics, VII, 1960.

³⁾ AIAA Journal, II, 1963.

⁴⁾ Missiles and Rockets, 5. II 1962 и др.

⁵⁾ Jet Propulsion, XI, 1959, 28, № 11.

двигателя¹⁾. В 1958 г. фирма демонстрировала натурную модель ионного двигателя длиной около 600 мм и диаметром 230 мм с расчетной тягой 114 г²⁾.

В ионных двигателях фирмы Электро-Оптикал Системз, одной из наиболее активно работающих в США над ионными двигателями, в качестве рабочего вещества

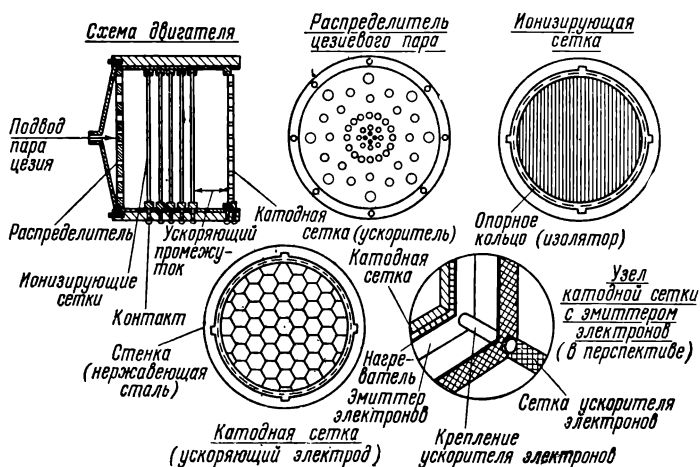


Рис. 42. Элементы ионного двигателя по проекту «Снупер» (Jet Propulsion, XI, 1958).

также использовался цезий или калий. При работе одного из первых двигателей фирмы (рис. 43) на калии сила тяги составляла 0,07 г, ток в ионном пучке 12 ма³⁾. 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. 44 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

¹⁾ Aviation Week, № 23, 1959.

²⁾ Interavia Air Letter, № 4116, 1958

³⁾ Aviation Week, № 23, 1959; Preprint ARS, № 928—59,

с вольфрамовой сеткой и графитовые электроды (впоследствии их предполагалось заменить бериллиевыми или танталовыми).

Фирма разработала ряд цезиевых ионных двигателей с многими пучками, в частности с 7, 19 и 61. На рис. 45 показан внешний вид двух двигателей: с 19 и 61 пучками, и ионный источник последнего. По существу, все эти двигатели являются модификацией одной основной модели путем замены ионного источника, которым служат

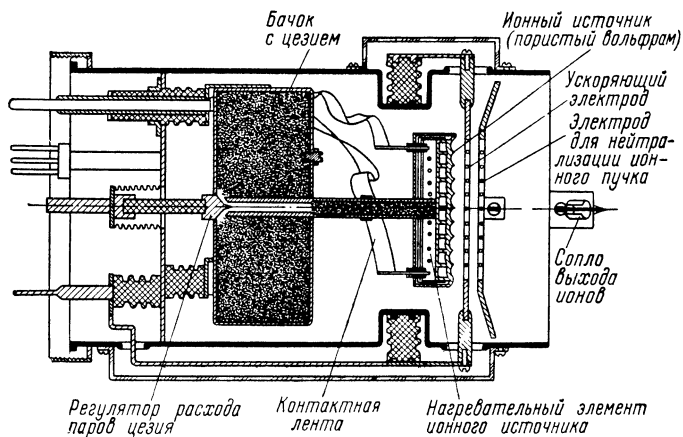


Рис. 43. Схема ионного ракетного двигателя фирмы Электро-Оптикал Системз (США) (Missiles and Rockets, 4, IV 1960).

диски из пористого вольфрама (1, 7, 19 или 61), припаянные к молибденовой пластине. В двигателе с 61 пучком диаметр вольфрамовых дисков равен 4,76 мм, а расстояние между центрами дисков 6,5 мм. Пространство между дисками покрыто танталом и вторым слоем молибдена: тантал предназначен для теплозащиты, а внешний слой молибдена 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 $8000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ ¹⁾. На рис. 46 приведены фотографии

¹⁾ Electronics, 30. VI 1961; Design news, 1962, 17, № 6; Missiles and Rockets, 5. II 1962 и др.

ионных пучков всех трех указанных выше двигателей. Сообщается также, что фирма создала и более

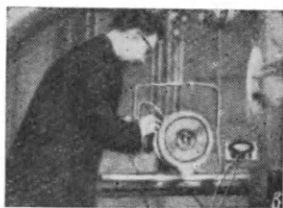
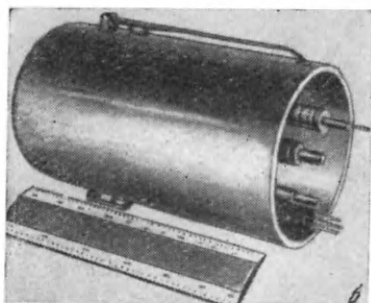
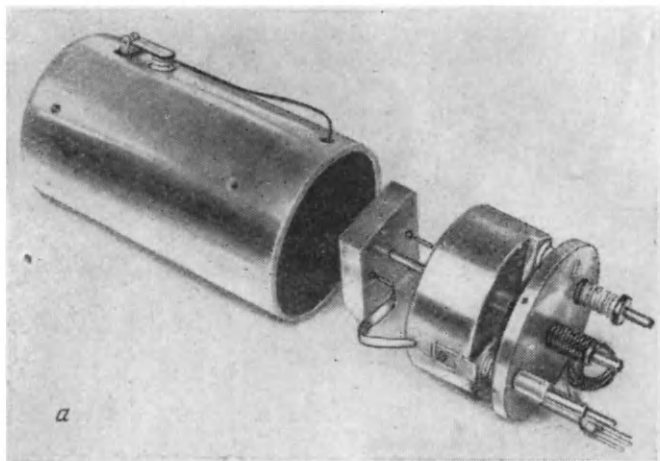


Рис. 44. Экспериментальный ионный двигатель фирмы Электро-Оптикал Системз (США).

а) Разобранный двигатель, б) и в) внешний вид двигателя и его установка для испытаний (Missiles and Rockets, 1. II 1960; Aviation Week, № 24, 1959).

мощный ионный двигатель тягой 200 г с удельным импульсом $5500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}^1$).

В декабре 1962 г. ВВС США осуществили первое летное испытание одного из многопучковых ионных

¹⁾ VDI Zeitschrift, 1963, 105, № 2.

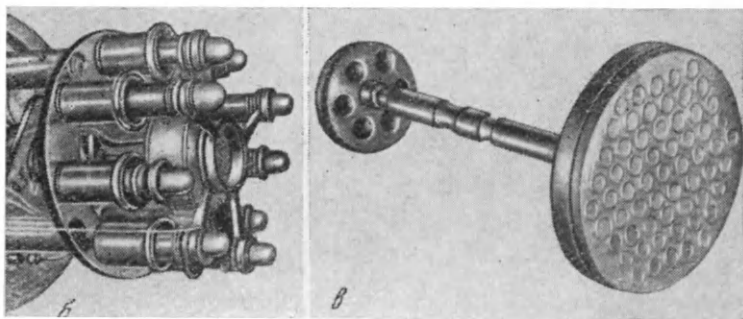
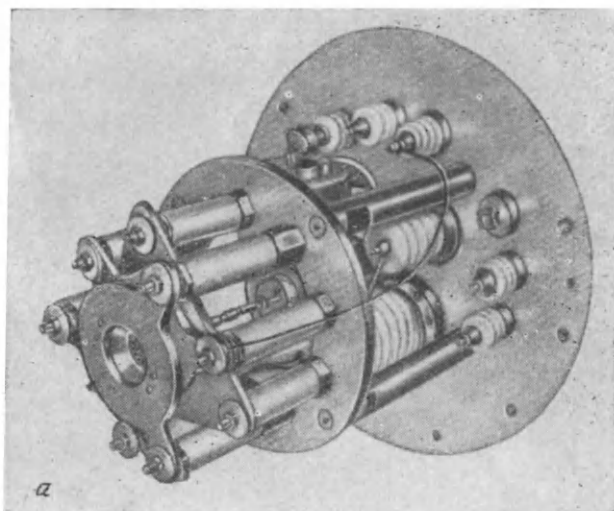


Рис. 45. Секционные ионные двигатели фирмы Электро-Оптикал Системз (США).

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).

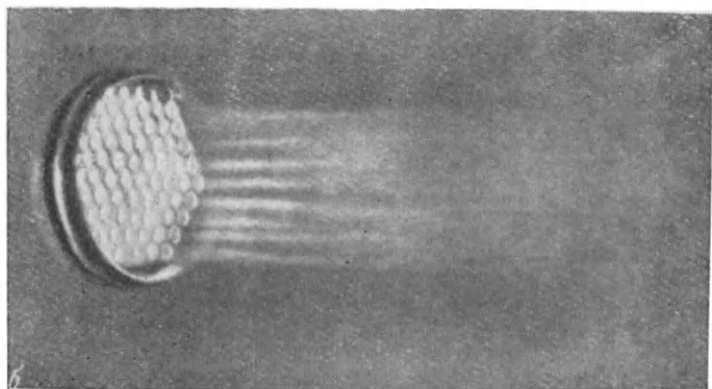
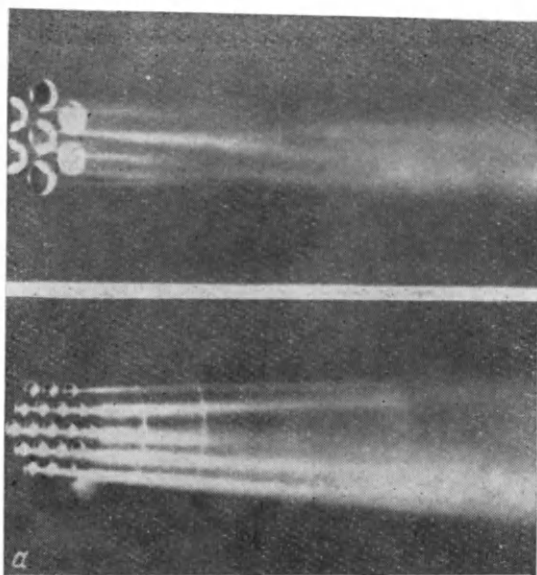


Рис. 46. Реактивные струи ионных ракетных двигателей фирмы Электро-Оптикал Системз (США). а) с 7 и 19 пучками; б) с 61 пучком (Astronautics, 1, 1961; Missiles and Rockets, 19. VI 1961).

цезиевых двигателей фирмы. Этот двигатель весом 36 кг и тягой порядка 45 г¹⁾ был установлен в носовом отсеке ракеты «Блю Скаут», совершившей полет по баллистической траектории. Однако дефекты оборудования вызвали неудачу испытаний — нужная информация получена не была²⁾.

Фирма Хьюз Эркرافт (США) 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» в начале 1963 г.

Для этого создана специальная испытательная установка, показанная на рис. 47; один из двух испытываемых двигателей раскручивает ракету в полете, а другой

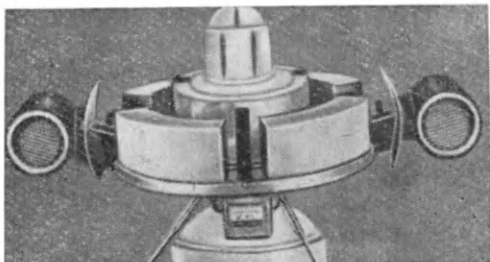


Рис. 47. Установка для испытаний ионных двигателей Хьюз на ракете «Скаут» (Aviation Week, 4. IX 1961).

ее тормозит, что позволяет по скорости вращения ракеты определить тягу двигателей. По опубликованным сведениям и это испытание было неудачным³⁾. Внешний вид цезиевого ионного двигателя тягой 45 г, разработанного фирмой, показан на рис. 48; в этом двигателе поток ионов выходит через кольцевую щель⁴⁾. Еще один двигатель

¹⁾ Missiles and Rockets, 15. X 1962.

²⁾ Missiles and Rockets, 1963, № 1.

³⁾ Aviation Week, 1963, 78, № 1.

⁴⁾ Flugwelt, 1961, № 12; Flight, 1961, № 2744 и др.

фирмы развивает тягу около 300 г при удельном импульсе $7750 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$; к 1963 г. он проработал 50 часов¹⁾,

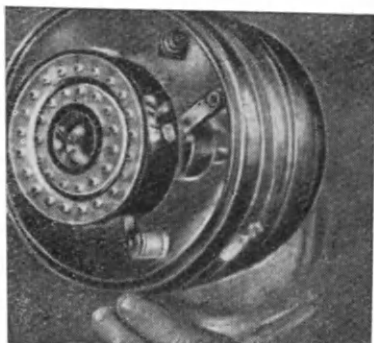


Рис. 48. Цезиевый ионный ракетный двигатель Хьюз с тягой 45 г. (Aviation Week, № 14, 75, 1961).

его ресурс считается равным 1000 часам.

На рис. 49 показана установка экспериментального ионного двигателя фирмы Гудрич (США) с дуоплазматронным ионным источником в барокамере для испытаний²⁾.

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 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. столба (большее давление непригодно из-за столкновений ионов с атомами внутри камеры), создаваемым масляными диффузионными насосами. Камера снабжена конденсатором площадью 68 м² с охлаждением водой или жидким азотом, что и позволяет получать указанное разре-

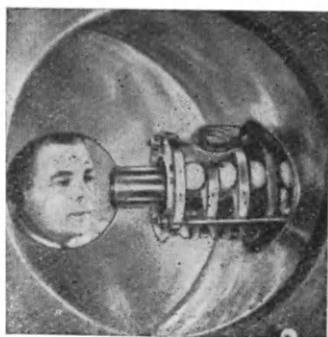


Рис. 49. Ионный двигатель с дуоплазматроном фирмы Гудрич (США).

¹⁾ VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12.

²⁾ Astronautics, III, 1961.

жение, которое иначе потребовало бы использования больших батарей сложных вакуумных насосов. В 1962 г. в этой лаборатории 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 м и 4,5 м¹⁾.

По сообщениям печати, один из цезиевых ионных двигателей, созданный лабораторией электроракетных двигателей центра им. Льюиса (рис. 50), развил при

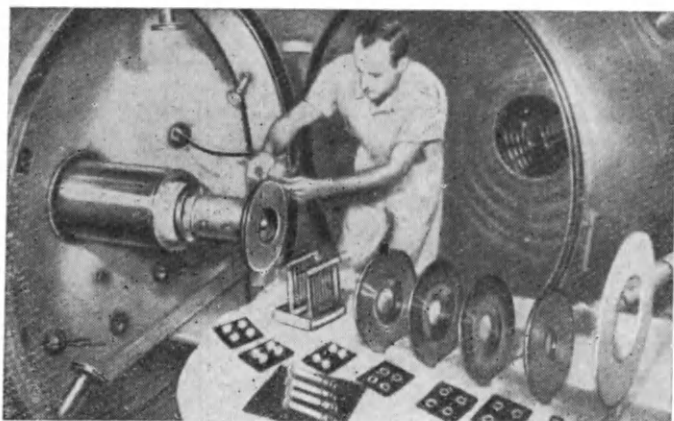


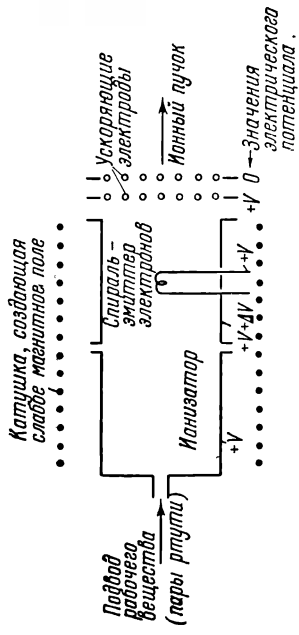
Рис. 50. Монтаж ионного двигателя Исследовательского центра им. Льюиса (США) в барокамере для испытаний. Слева показан бачок с цезием, рядом с ним стоят две вольфрамовых ионизационных решетки, затем 4 черных диска с тонкой сеткой в центре — ускоряющие электроды (Missiles and Rockets, 19. X 1959; Aeroplane, № 2519, 1960 и др.).

испытаниях удельный импульс $12\,900 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (с вольфрамовым ионным источником²⁾), другой проработал на установке более 50 часов³⁾. Его тяга 700 г, диаметр 114 мм, вес 1,15 кг, удельный импульс более $8500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$

¹⁾ Missiles and Space, II, 1962.

²⁾ Aviation Week, 26. VI 1961.

³⁾ VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12.



а

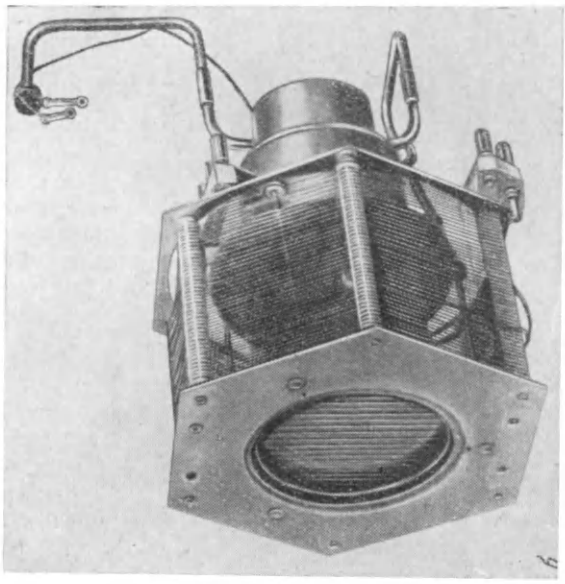
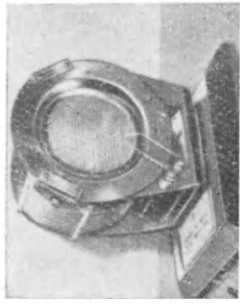


Рис. 51. Схема (а) и внешний вид экспериментального (б) и летного (в) образцов ионного ракетного двигателя Исследовательского центра им. Льюиса (США) с ионизацией рабочего вещества методом электронно-бомбардировки (газового разряда) (Aerospace Engineering, XI, 1960; Astronautics, XII, 1961).

(ионный источник с электронной бомбардировкой). На 1963 г. были намечены летные испытания первых четырех ионных двигателей. Кстати сказать, эти испытания требуют обязательного возврата ракеты на Землю и спасения бортовой аппаратуры, ибо телеметрическая система в данном случае непригодна — ионные струи мешают прохождению радиоволн¹⁾). Интересно отметить, что лаборатория испытывает ионные двигатели, работающие на парах ртути; ионизация осуществляется с помощью электронной бомбардировки (рис. 51). Один из этих двигателей с удельным импульсом около $5000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ проработал (к 1963 г.) уже 150 часов, его тяга равна 1,15 кг, диаметр 204 мм, вес 1,81 кг²⁾).

Фирма Юнайтед Эркафт (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 гексаборида лантана для увеличения эмиссии электронов. Под действием подводимого к катоду переменного тока генерируются колеблющиеся в трубке электроны, вызывающие ионизацию вводимого внутрь трубки рабочего вещества. Для предотвращения радиального перемещения электронов к стенкам трубки, что вызвало бы потери электронов, вокруг трубки расположена катушка, создающая удерживающее магнитное поле. Ускоряющая система выводит образовавшиеся ионы из трубки с большой скоростью, причем, как утверждается³⁾, вытекающая струя ионов захватывает и электроны в таком количестве, что обеспечивается ее полная нейтрализация без обычных для этого процесса трудностей. Удельный импульс при этом составляет от 2000 до $10\,000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. Тяга одного из испытуемых двигателей составляет 4,5 г, к. п. д. 10—25%, но указывается, что он может быть повышен до 50—60%. Двигатель весит 90 кг. При тяге 45 г и удельном импульсе $4000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ двигатель будет расходовать в час примерно 36 г

¹⁾ Missiles and Rockets, 21. III 1961.

²⁾ VDI-Zeitschrift, 1963, 105, № 12.

³⁾ Aviation Week, 31. X 1960.

аргона, который является его рабочим веществом. 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 (порядка $2500 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$), характерных для многих случаев применения ионных двигателей, автоматическая нейтрализация пучка, возможность использования различных рабочих веществ.

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.

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 электробатарейка 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 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

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

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 $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, 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 крупнейшей в мире 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 $3000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ (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, каждый килограмм тяги требует затраты электроэнергии в 400 л. с., а если удельный импульс возрастет (по сравнению с $3000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$), 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. Запасы на борту ракеты электроэнергию, потребную 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 энергии¹⁾.

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

¹⁾ Мы здесь опускаем возможность передачи микроволновой электромагнитной энергии на борт, о чем будет идти речь ниже. Работы подобного рода ведутся за рубежом (ARS Journal, 1961, 31, № 5 и др.).

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 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 динамомшины. 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 преобразование 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 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, аккумулярована 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 космонавтикой¹⁾.

Одним из наиболее известных, доведенных и перспективных топливных электрохимических элементов является водородо-кислородный элемент. Этому элементу был посвящен, кстати сказать, привлечший большое внимание доклад четырех авторов на состоявшейся в сентябре 1960 г. конференции молодых ученых Института электрохимии Академии наук СССР²⁾. Такой элемент представляет собой замкнутый герметический прибор, в который поступают газообразные водород и кислород, а из него отводится вода (тоже бесполезный 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. 52): он состоит из двух пористых металлических электродов,

¹⁾ См., например, статью акад. А. Н. Фрумкина и проф. В. С. Багоцкого («Вестник Академии наук СССР», VII, 1962).

²⁾ «Московский комсомолец», 28 сентября 1960 г.

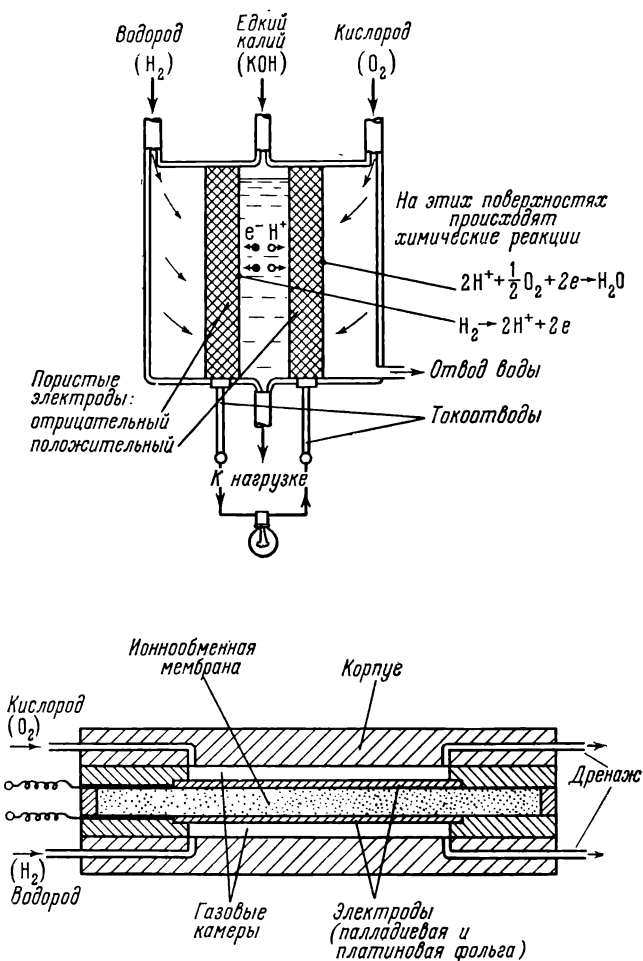


Рис. 52. Схемы устройства электрохимических «топливных элементов». Сверху — с жидким электролитом (едкий калий KOH); снизу — с пористой ионнообменной перегородкой (мембраной). (Astronautics, III, 1960; ARS Journal, IX, 1961).

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.

В многочисленных опытах с топливными элементами были получены значения к. п. д. преобразования химической энергии в электрическую порядка 60—80%¹⁾, а теоретически величина к. п. д. может достигать 100% (недостижимый идеал для тепловой энергии!). Элементы работали в течение многих дней подряд, один из них, например, более 100 дней²⁾. По удельной емкости на 1 кг веса элементы значительно, до 15 раз, превосходят лучшие современные аккумуляторы. Наряду с водородокислородным элементом разработаны и другие их типы — с жидкими реагентами, расплавленными металлами и др.

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. Фирма провела успешные испытания в течение 50 часов батареи мощностью 25 вт из 35 отдельных элементов

¹⁾ Aviation Age, XI, 1957.

²⁾ Missiles and Rockets. 8. VI 1959.

с ионнообменными мембранами¹⁾. В 1960 г. фирмой были проведены первые летные испытания топливного элемента в условиях невесомости (на баллистической ракете), а в 1961 г. — на самолете в полете по параболическим траекториям. Фирма разрабатывает батарею топливных элементов на жидком кислороде и водороде для космического корабля-спутника «Джеминай»²⁾, рассчитанного на двух космонавтов и призванного заменить одноместные корабли «Меркурий» (первый полет корабля «Джеминай» намечен на 1964 г.). Максимальная мощность батареи равна 2 квт (рис. 53); она будет

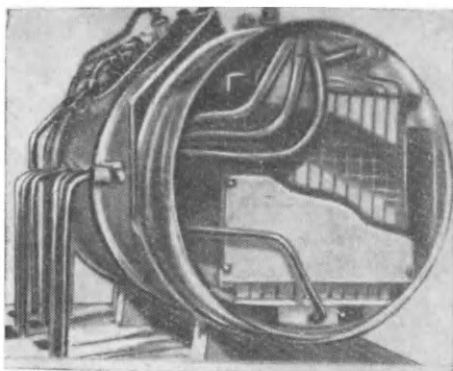


Рис. 53. Макет батареи топливных элементов фирмы Джeneral Электрик для космического корабля-спутника «Джеминай» (Missiles and Rockets, № 20, 10, 1962).

состоять из трех последовательно соединенных блоков по 33 последовательно соединенных топливных элемента в каждом³⁾. Разрабатывается аналогичная батарея и для корабля «Аполлон», на котором предполагается полет трех космонавтов на Луну⁴⁾. Эта батарея будет питать электроэнергией бортовые системы корабля и

1) Aeroplane, 1962, № 2626.

2) Missiles and Rockets, 1962, 10, № 20.

3) Aviation Week, 1963, 78, № 2.

4) Missiles and Rockets, 1961, 9, № 16.

вместе с тем давать в качестве «побочного» продукта питьевую воду для космонавтов (в количестве примерно 0,47 л/квт-ч).

Расчеты показывают, что топливные элементы выгодно применять при длительности работы порядка примерно ста часов и мощности в десятки киловатт (конечно, такие элементы еще предстоит создать; пока они гораздо менее мощны). При большей мощности выгоднее в весовом отношении обычная теплосиловая машинная установка на жидком водороде и жидком кислороде. При более длительной работе преимущество должно быть отдано атомной или солнечной энергии¹⁾.

Вряд ли нужно говорить о том, как заманчивы перспективы использования солнечной энергии для питания электроракетных двигателей и всех вспомогательных 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. (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 м². 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.

Вывод очевиден: солнечные электростанции на ракете могут применяться лишь при относительно небольших

¹⁾ Aeronautics, III, 1959.

мощностях, как это имеет место на современных искусственных спутниках Земли и космических ракетах. В общем, можно считать, что их назначение — развивать мощность до 10 л.с. при работе в течение недель или месяцев подряд¹⁾). Правда, в будущем не исключено и повышение этой возможной мощности (по мнению некоторых авторов, уже сейчас ее можно считать равной 30—40 и даже 100 л.с.²⁾), когда станет возможным развертывание в полете космической ракеты солнечного коллектора большой площади, в сотни и 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 полупроводнико-

1) ASME Paper, № AV-39, 1959.

2) SAE Journal, I, 1960.

вых 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 13—14% ¹⁾, 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 батареи более 4—5 м². В настоящее же время с 1 м² поверхности солнечных фотоэлементов удастся получать не более 100 вт, т. е. для мощности в 1 квт требуется поверхность в 10 м². Созданные в США ²⁾ солнечные элементы, обладающие повышенной чувствительностью к голубой и синей частям спектра, позволили увеличить эту удельную мощность примерно на 10%, доведя ее до 110 вт/м².

Конечно, существуют и значительно более эффективные методы подобного преобразования, но что может сравниться по простоте устройства с пластинкой фотоэлемента? Правда, поверхность этих элементов 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 какого-либо 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.

¹⁾ Aviation Week, 2. V 1960

²⁾ Missiles and Rockets, 14. VIII 1961.

Особенно вредным может оказаться воздействие радиации при длительном полете в земных радиационных поясах — ореоле заряженных частиц, окружающем Землю на больших высотах. В этой связи вызывает интерес сообщение о разработке в США нового кремниевого фотоэлемента, выдерживающего вчетверо большую дозу радиации. При этом его срок службы больше в 10 раз. Идея этого элемента заключается в обратном расположении активных слоев элемента по сравнению с обычным ¹⁾).

Чаще всего солнечные батареи устраиваются в виде сотовых конструкций из большого числа отдельных соединенных общей цепью фотоэлементов. Подобные батареи имелись и на советских спутниках и «лунниках». В частности, на втором корабле-спутнике, запущенном 19 августа и совершившем посадку 20 августа 1960 г. имелась солнечная батарея в виде двух полудисков диаметром 1 м, самоориентирующихся на Солнце. Используются они и на американских спутниках и космических ракетах. Так, например, спутник «Эксплорер-VI», запущенный 7 августа 1959 г., имел четыре солнечные батареи в виде больших лопастей, на каждой из которых было смонтировано 2000 кремниевых фотоэлементов со стеклофильтром. На метеорологическом спутнике «Тирос-II», запущенном 23 ноября 1960 г., установлено 9260 солнечных элементов. Такие солнечные батареи обычно служат дополнением к имеющимся электрохимическим батареям и осуществляют их подзарядку. Недостатком солнечных батарей является необходимость непрерывного точного «слежения» за Солнцем.

В последние годы большое внимание за рубежом привлекают так называемые тонкопленочные фотоэлементы. Если обычные кремниевые фотоэлементы имеют толщину порядка 20 мм и примерно такие же длину и ширину, то новые элементы могут иметь в десятки раз большую поверхность, а толщину всего в сотые доли миллиметра. Это объясняется тем, что такие элементы получают путем образования полупроводниковой пленки, своеобразного покрытия на каком-нибудь другом материале, служащем «подложкой». При этом не только значительно уменьшается стоимость элементов и их вес,

¹⁾ Electronics, 21. X 1960.

но и улучшается стойкость под действием радиации, механическая прочность и т. п. Если для обычных фотоэлементов на 1 кВт генерируемой мощности приходится примерно 7 кг веса полупроводникового вещества (кремния), то в случае тонкопленочных элементов этот вес снижается примерно до $\frac{1}{3}$ кг (!). Вот почему тонкопленочные фотоэлементы, несомненно, найдут применение на космических аппаратах¹⁾.

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 (последний равен примерно 200 кг/кВт²⁾), 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. Конечно, он пригоден лишь для небольших мощностей. Одной из наибольших батарей, разрабатываемых в США, является, в частности, батарея, состоящая из кремниевых фотоэлементов и развивающая мощность до 500 вт (рис. 54)³⁾.

В последнее время привлекает 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 Каструччо⁴⁾ для использования на лунной базе.

¹⁾ Aviation Week, 31. VII 1961.

²⁾ Missiles and Rockets, 16. V 1960.

³⁾ Missiles and Rockets, 27. VI 1960.

⁴⁾ SAE Journal, I, 1960.

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 Корнеллского университета в США Томасом Голдом¹⁾. По его предложению тончайшая пластмассовая пленка толщиной всего 125 микрон с большим

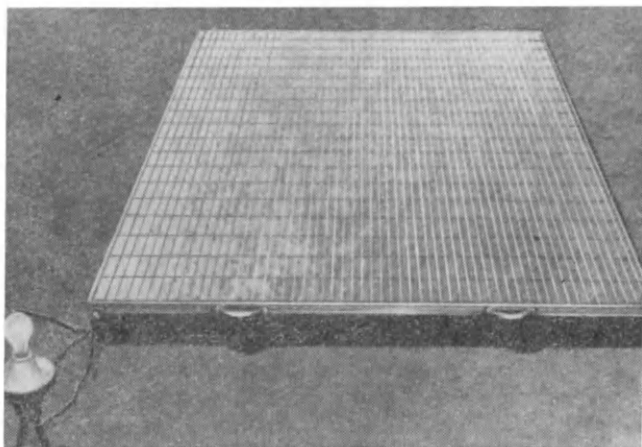


Рис. 54. Одна из наибольших в США солнечная батарея площадью 2,4 м². Она состоит из более 10 000 кремниевых фотозлементов и может питать 100-ваттную электрическую лампочку. Подобная же батарея установлена на первом, в США «солнечном» автомобиле (Missiles and Rockets, 21. III, 1960).

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; электроны 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

¹⁾ Astronautics, II, 1961.

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 миллиардов 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 элементов¹⁾.

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 электроэнергии в результате диффузии ионов через пористую перегородку, разделяющую оба изомера

¹⁾ Missiles and Rockets, 27. VI 1960.

с различными константами диссоциации. Данные предварительных опытов показывают перспективность подобных устройств для использования на ракетных электростанциях¹⁾.

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. Семенову²⁾), 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 несделанные открытия и изобретения.

Другие не прямые методы преобразования солнечной энергии в электрическую связаны с ее переходом сначала в тепловую энергию, а затем уже последней — в электрическую. Если иметь в виду снова вначале безмашинные методы, то здесь могут быть использованы

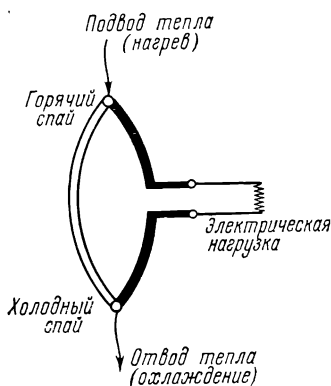


Рис. 55. Принципиальная схема термоэлектрического преобразователя тепловой энергии в электрическую.

термоэлектрические и термоэлектронные методы, в основе которых лежит использование достижений физики твердого тела.

Термоэлектрические солнечные элементы, как и фотоэлементы, основаны на применении полупроводников, но в них используется иное свойство этих чудовеществ — именно, возникновение электрического потенциала под действием разности температур (рис. 55). 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

¹⁾ SAE Journal, V, 1960.

²⁾ «Правда», 1 января 1961 г.

исследования (в частности, связанные с повышением допустимой рабочей температуры горячего спая, например, путем использования различных керамик — окиси кобальта и др.), которые позволяют достичь 15%, а может быть, и теоретически возможной величины — 30% ¹⁾).

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 ²⁾), т. е. намного больше, чем в существующих теплосиловых установках с их сложными и громоздкими машинами.

Уже созданы многие типы термоэлектрогенераторов, применяющихся для различных нужд в наземных и транспортных установках, использующие тепло продуктов сгорания топлива. Имеются и образцы солнечных термоэлектрогенераторов (одним из новых типов является так называемый ферроэлектрический преобразователь, представляющий собой слой ферроэлектрической керамики между двумя заряженными пластинами ³⁾). Вполне реально создание для использования на ракетах подобных устройств при мощности в несколько киловатт, к. п. д. 10—12% и весе примерно 1 кг на каждые 100 вт ⁴⁾). В частности, в США разрабатывается (фирмой Гамильтон Стандарт) солнечный термоэлектрогенератор для космической ракеты мощностью 1,5 кВт; он состоит из 7000 небольших солнечных коллекторов (рис. 56) диаметром по 100 мм и общей площадью 64 м², обеспечивающих перепад температур порядка 330° С.

Однако термоэлектрогенераторы обладают одним существенным недостатком, общим для всех силовых установок 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, отведена при более низкой температуре. В случае термоэлектрогенератора такой отвод тепла связан с необходимостью охлаждения холодного спая, поддержания его при температуре, значительно

¹⁾ SAE Journal, 1, 1960.

²⁾ См. статью акад. А. Ф. Иоффе, «Вестник Академии наук», № 4, 1960.

³⁾ Missiles and Rockets, 7. XII 1959.

⁴⁾ SAE Journal, 1, 1960.

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



Рис. 56. Солнечные рефлекторы с термоэлектрическими преобразователями для питания космической «электростанции» мощностью 100 вт. По проекту фирмы Гамильтон Стандарт (США) установка мощностью 1,5 кВт должна иметь 7000 таких рефлекторов диаметром 100 мм с общей площадью 65 м². Перепад температур на термоэлементах должен составить 330°С (Missiles and Rockets, 8. VIII 1960).

термоэлектрогенератора, используемого с обычной керосиновой лампой и служащего для питания радиоприемника (рис. 57). Такими ребрами снабжаются 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 поверх-

ности 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 задач электрических силовых установок ракет. Вот чем объясняются большие поверхности,

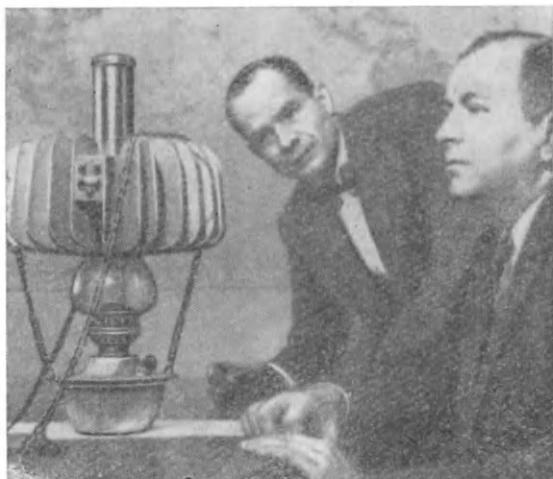


Рис. 57. Советский термоэлектрический генератор, утилизирующий тепло керосиновой лампы, изучается специалистами США (Flight, 18. III 1960).

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 силовой установки¹⁾.

¹⁾ Интересная конструкция солнечного термоэлектрического генератора разработана в США фирмой Джeneral Атомик; ее испытания должны были быть произведены в конце 1962 г. В ней применены батареи полупроводниковых термоэлементов, расположенных между двумя металлическими пластинами (коллектором и радиатором солнечных лучей); 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 X 10,3 см (Electronics, 19. X 1962).

Особенно возрастают трудности, связанные с радиатором, при увеличении мощности силовой 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 таких интересных идей является, в частности, предложенный за рубежом в 1960 г. проект радиатора в виде непрерывно движущейся (вращающейся) тонкой ленты.

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. 58); 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 ним 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, ограни-

чивающий увеличение плотности тока. Такие термоионные генераторы называют иногда «плазменной термопарой»¹⁾. Этот термин объясняется тем, что подобный

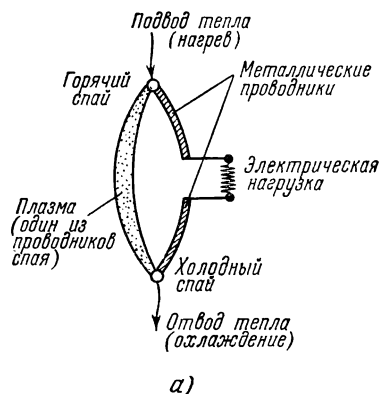
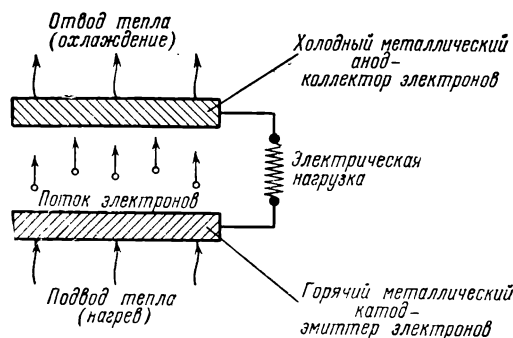


Рис. 58. Термоэлектронный (термоионный) преобразователь тепловой энергии в электрическую.

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).

генератор может рассматриваться как обычная термопара, в которой один из проводников металл, а другой — плазма. Расстояние между электродами в них

¹⁾ Aviation Week, 15. II 1960.

может быть значительно больше, чем сотые доли миллиметра, как в вакуумных «диодах».

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*² поверхности солнечного коллектора¹⁾.

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*²⁾. В других испытанных преобразователях к. п. д. достигал 13%³⁾ и даже 15—17%⁴⁾.

Наиболее мощная солнечная термоионная установка в США разрабатывается, по опубликованным данным, фирмой Джeneral Электрик по заказу ВВС; ее мощность равна 500 *вт*, причем предполагается увеличение до 3—10 *квт* в случае успешного хода испытаний первого варианта установки (эти испытания намечались на 1963 г.⁵⁾).

Установка состоит из коллектора, фокусирующего солнечные лучи на генераторе, состоящем из большого числа термоионных преобразователей вакуумного типа и ряда вспомогательных систем (рис. 59). Солнечные лучи проникают через отверстие в полость генератора, на его внутренних стенках расположены нагреваемые катоды преобразователей, а на наружной поверхности — аноды. По заявлению фирмы, к. п. д. системы будет равен 5%, площадь коллектора при мощности 500 *вт* равна примерно 15 *м*². В этой установке, как и во всех других случаях, конечно, тоже необходимо

¹⁾ Astronautics, II, 1960.

²⁾ Interavia Air Letter, 17. X 1962.

³⁾ Design News, 1962, 17, № 6

⁴⁾ Missiles and Rockets, 22. V 1961.

⁵⁾ Missiles and Rockets, 5. VI 1961 (эти работы ведутся по программе «СТЕПС»).

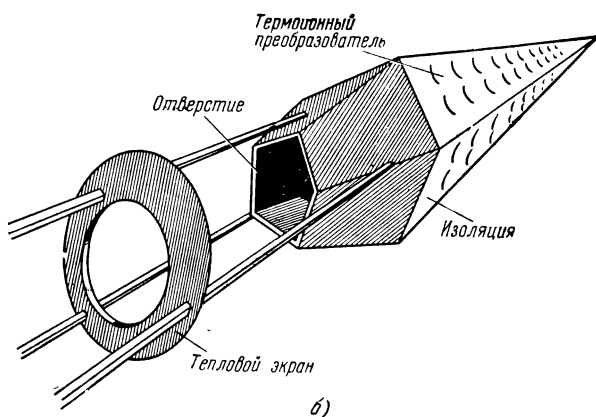
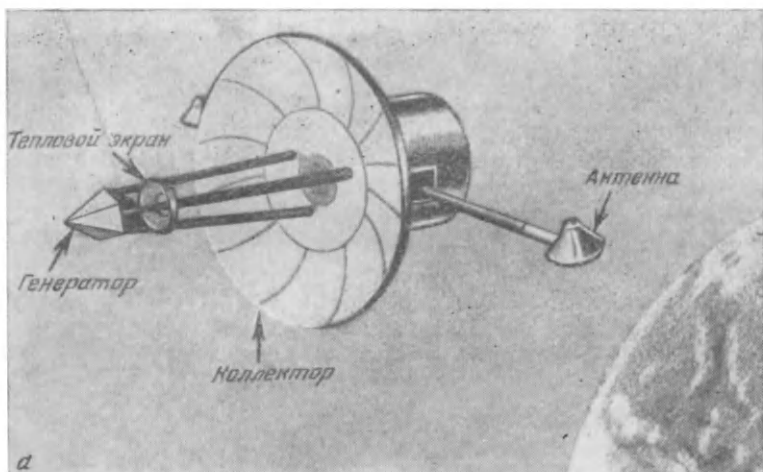


Рис. 59. Термоионная космическая энергоустановка «СТЕПС» фирмы Джeneral Электрик (а) и генератор установки (б) (Missiles and Rockets, 5. VI 1961).

наличие теплорассеивающего радиатора — для охлаждения анода генератора, но возможность использования более высокой температуры радиатора уменьшает его размеры.

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 сообщала зарубежная печать¹⁾. «Отбросное» тепло первого генератора используется во втором, что, естественно, увеличивает к. п. д. преобразования примерно вдвое (в созданном образце мощностью 2 вт — с 2,5 до 5,6%); в ближайшем будущем возможно доведение его до 20%²⁾. О подобных «каскадных» устройствах несколько 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 тысяч 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 солнечной электростанции, как и применяющиеся машины и агрегаты, не отличаются принципиально от характерных для рядовых теплоэлектростанций. Пар из котла поступает в турбину, вращаю-

¹⁾ Chemical Week, 3. XII 1960.

²⁾ SAE Journal, V, 1960.

щую вал электрогенератора, а затем снова превращается в жидкость в конденсаторе, замыкая этим термодинамический цикл (рис. 60). Для поверхности конденсатора может быть использована обратная сторона солнечного коллектора. Нужно лишь помнить, что маленькая пробоина конденсатора метеоритом вызовет быстрый выход из строя всей установки.

По имеющимся в литературе оценкам, для генерирования мощности в 1 кВт с помощью такой установки площадь солнечного коллектора должна составлять примерно 8 м²; с ростом температуры нагрева рабочего тела (ртути) эта площадь уменьшается и может достичь 3 м²¹⁾. Общий к.п.д. установки равен примерно 10—15% (при повышении температуры он может достичь 30% и более), т. е. он того же порядка, что и для солнечных батарей фотоэлементов²⁾, — так велик прогресс последних (всего десять лет назад их эффективность была в несколько раз меньше). Однако при относительно большой мощности ракетной электростанции предпочтение отдается в настоящее время установке с замкнутым термодинамическим циклом. В частности, по сообщениям печати, ракетная солнечная электростанция, разрабатываемая в США по проекту «Санфлауэр» (рис. 61), относится именно к этому типу. 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

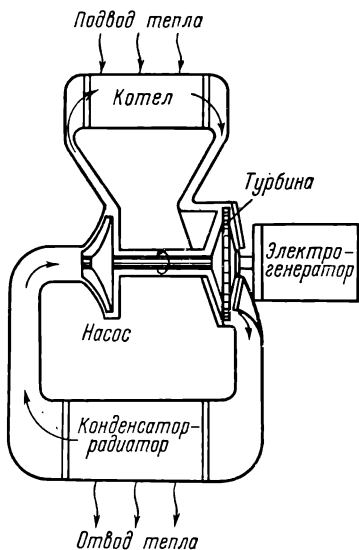


Рис. 60. Схема термодинамического (турбогенераторного) преобразователя тепловой энергии в электрическую (замкнутый испарительный цикл).

1) Paper ASME. № 59-A-74.

2) Missiles and Rockets, 27. VII 1959.

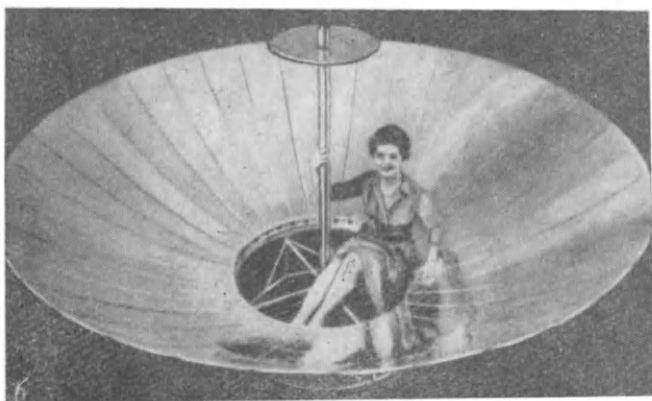
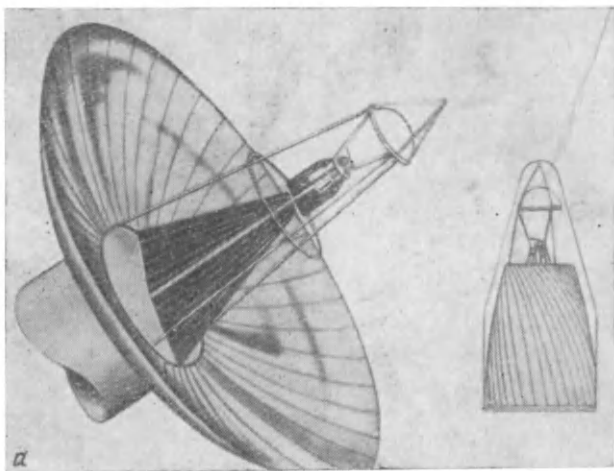


Рис. 61. Ракетная гелиоэлектростанция «Санфлауэр-1» мощностью 3000 вт.

a — рисунок установки; *б* — солнечный коллектор установки (Astronautics, IX, 1960; Missiles and Rockets, 8. VIII 1960; Machine Design, 27. IV 1961).

и турбогенератор весом 13,5 кг; рабочим телом служит ртуть¹⁾.

Имеются в печати сообщения и о другом типе термодинамического преобразователя, разрабатываемого в США. В нем используется вместо турбины поршневая тепловая машина Стирлинга, работающая на гелии, с к. п. д. порядка 23%²⁾.

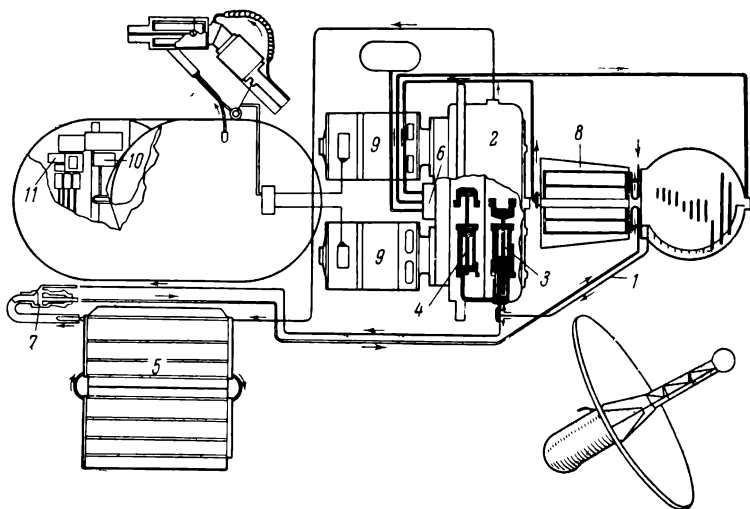


Рис. 62. Схема устройства солнечной силовой установки с поршневым термодинамическим преобразователем французского космического аппарата «Фазтон» (Aero France, № 5, 1962; Luftfahrttechnik, VI, 1962).

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.

Поршневая тепловая машина применена и в разработанном во Франции проекте искусственного спутника «Фазтон» (рис. 62) с солнечной энергоустановкой и электротермическим ракетным двигателем³⁾. Параболический коллектор этой установки концентрирует солнечные

¹⁾ Missiles and Rockets, 18. VII 1960; Proceedings of the 6 Symp. of Ball miss. and aerospace techn., 1961, № 3; Machine Design, 27. IV 1961.

²⁾ Missiles and Rockets, 27. VI 1960.

³⁾ Aero France, 1962, № 5; Combat, 17. IV 1962 и др.

лучи на 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, 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 г¹⁾, температура нагрева водорода 3000° К.

По сообщениям печати, пожалуй, наиболее совершенной из разрабатываемых в США солнечных ракетных электросиловых установок с термодинамическим преобразователем является установка фирмы Санстренд (рис. 63) мощностью 15 кВт²⁾. 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

¹⁾ По другим данным — до 20 кг, что вряд ли верно (Interavia, IX, 1962).

²⁾ Missiles and Rockets, 15. VIII 1960.

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.

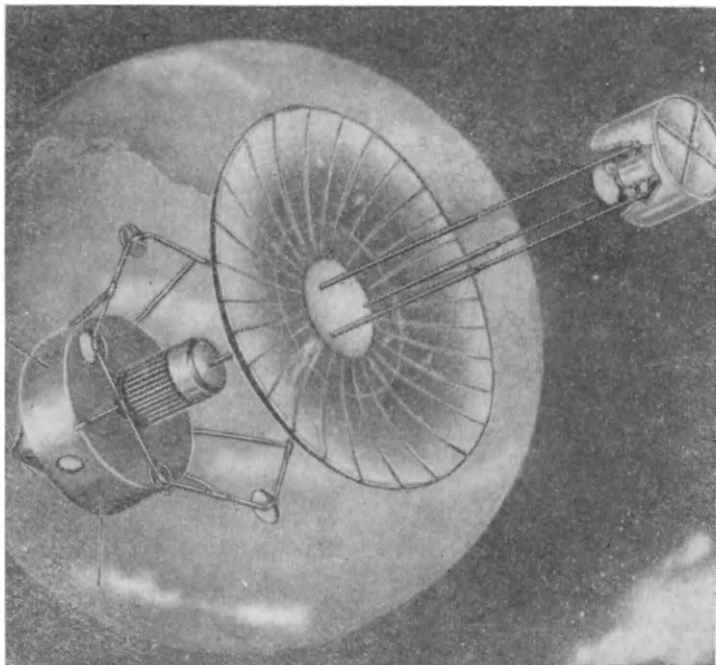


Рис. 63 Рисунок ракетной гелиоэлектростанции мощностью 15 кВт фирмы Санстренд (США) в полете на искусственном спутнике Земли. Слева — спутник, в центре — солнечный коллектор; справа — турбогенератор.

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 исследованиям рубидий выгоднее ртути при температуре перед турбиной более 900°K ¹⁾. Однако свойства рубидия изучены весьма мало и это требует значительных дополнительных исследований. В обеих рабочих камерах 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°K); 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°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

¹⁾ Paper IAS, № 104, 1959.

(обычно он составляет не более 50—60%), длительным сроком службы в космосе. За рубежом рассматриваются различные возможные геометрические формы коллек-

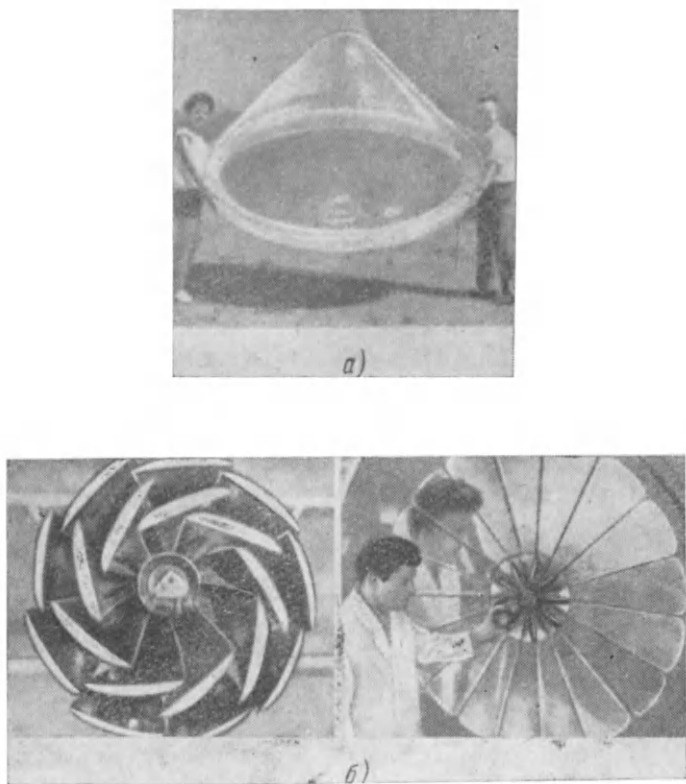


Рис. 64. Параболические космические солнечные коллекторы.

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 (*Astronautics*, II, 1961). *б)* Складной из 18 секций диаметром 1,3 м и весом примерно 1 кг (*Aviation Week*, 4. VIII и 4. IX 1961).

торов (чаще всего им является параболоид), конструкции, материалы для их изготовления и технологические методы, в частности, надувные конструкции и др. Первые образцы коллекторов уже созданы (два из них

показаны на рис. 64) ¹⁾, но эта проблема еще ждет своего решения.

Как уже указывалось выше, к.п.д. может быть повышен при «каскадной схеме» установки (рис. 65). Так,

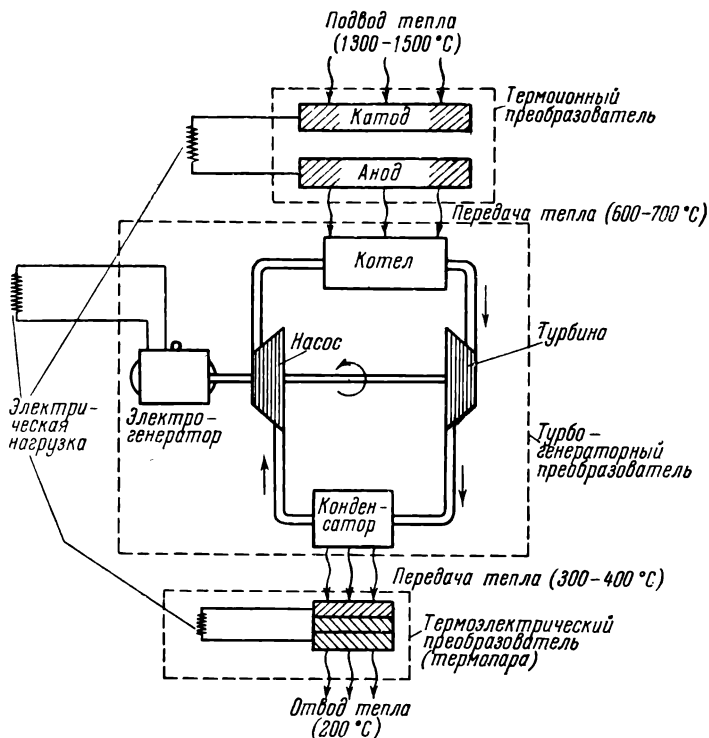


Рис. 65. «Каскадный» преобразователь тепловой энергии в электрическую. Вначале, при максимальной температуре, используется термоионный преобразователь, затем, при пониженной температуре анода этого преобразователя — турбогенераторный преобразователь и, наконец, при наименьшей температуре (конденсатора термодинамического преобразователя) — термоэлектрический преобразователь (ASME Paper AV-3, 1959).

в случае ртутной установки, работающей по замкнутому термодинамическому циклу, тепло, отбираемое от ртути

¹⁾ Фирма Гудир (США) разработала аналогичный надувной коллектор из пластмассовой пленки с алюминиевым покрытием диаметром 13,7 м (Interavia Air Letter, 5. X 1962).

в конденсаторе, может быть передано горячему спаю термоэлектрического генератора и часть его, таким образом, снова использована для преобразования в электроэнергию. Конечно, это приведет к некоторому возрастанию размеров и веса установки.

Нельзя закончить рассмотрение солнечных силовых установок с промежуточным преобразованием солнечной

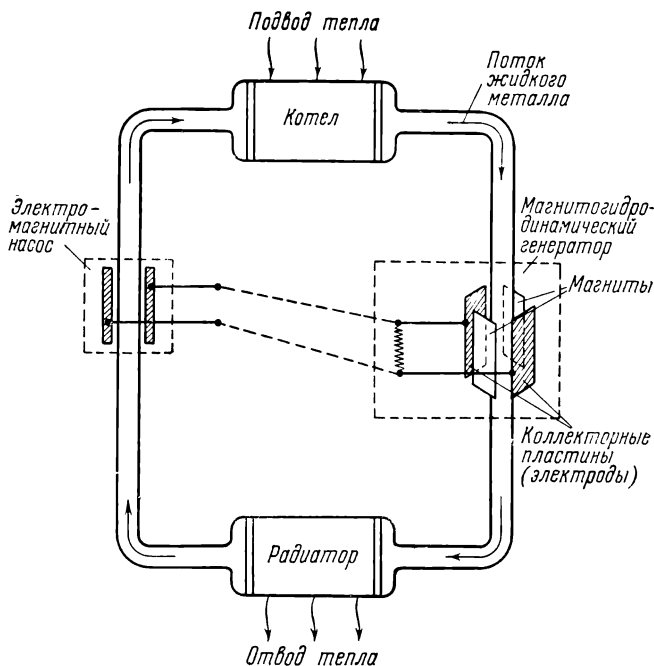


Рис. 66. Схема магнетогидродинамического преобразователя тепловой энергии в электрическую (IAS Report, № 40, 1959; «Экспресс-информация» ВИНТИ, серия «Ракетная техника», вып. 36, IX, 1959).

энергии в тепловую, не упомянув о таком перспективном типе подобных установок, как магнетогидродинамические (рис. 66). 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 затем струя подобной электропроводной жидкости может течь в замкнутом контуре — сначала через магнетогидродинамический 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.

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 (атомных батарей). В обоих случаях атомная энергия может быть преобразована в электроэнергию непосредственно, а также с помощью различных преобразователей.

Идеальными по простоте устройства и неприхотливости работы являются атомные батареи, но их мощность обычно составляет в лучшем случае лишь доли киловатта, а чаще всего даже доли ватта. В атомной батарее источником энергии служит тот или иной радиоактивный изотоп, получаемый в атомных котлах, причем выделяемая им ядерная энергия в виде корпускулярного излучения используется обычно для непосредственного генерирования электроэнергии. В такой батарее нет движущихся частей, а срок ее действия определяется сроком жизни (периодом полураспада) изотопа, составляющим обычно ряд лет. В качестве ядерного горючего в батареях используются радиоизотопы стронция, полония, прометия, церия, иттрия и др.¹⁾

В настоящее время уже создано много атомных батарей различного назначения, главным образом для питания полупроводников и других радиоприборов; обычно они представляют собой герметизированные устройства весьма небольших размеров. По принципу работы атомные батареи делятся на несколько групп. В батареях

¹⁾ IRE Trans. Nucl. Sci., 1962, 9, № 1.

первого типа 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 известных атомных батарей.

Несколько отличаются от перечисленных выше батарей, в которых атомная энергия непосредственно преобразуется в электрическую, батареи четвертого типа, ибо в них энергия радиоактивного излучения трансформируется в тепло в результате поглощения ее металлом, а затем создающийся перепад температур используется для генерирования электроэнергии по принципу термоэлектрического преобразователя. Такие батареи обладают несколько меньшим к. п. д., но зато увеличенной мощностью. Не удивительно, что именно они рассматриваются в качестве возможных источников электроснабжения ракеты.

В частности, в США, подобные атомные батареи разрабатываются по программе «СНАП»¹⁾. В литературе опубликованы сведения о нескольких разрабатываемых в США атомных батареях для ракет и космических аппаратов²⁾. В частности, разработанная фирмой Мартин батарея «СНАП-1А» (рис. 67) способна развивать мощность 125 вт в течение года при напряжении 28 в и 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 термоэлементов³⁾.

¹⁾ SNAP — Systems for Nuclear Auxilliary Power (Системы атомных вспомогательных силовых установок).

²⁾ Interavia, X, 1962.

³⁾ Astronautics, VIII, 1960 и др.

В атомной батарее меньшего размера «СНАП-3» (рис. 68), впервые испытывавшейся в январе 1959 г. и с тех пор непрерывно проработавшей около 2600 часов, излучателем является полоний-210 с периодом полураспада 138 дней (его количество равно 0,5—0,7 г). Вес генератора 2,3 кг (по другим данным 1,8 кг), его высота

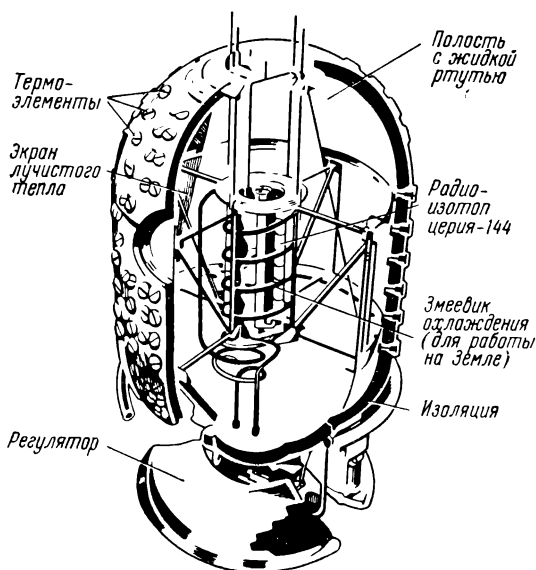


Рис. 67. Атомная батарея «СНАП-1А» (разрез)
(Astronautics, VIII, 1960).

140 мм и диаметр 120 мм (без защитного кожуха), мощность всего 3,5 вт¹⁾. В нем используется 27 термоэлементов из теллурида свинца.

Аналогичный генератор, но только работающий на плутонии-238, был установлен на искусственном навигационном спутнике Земли «Транзит-4А», запущенном в США 29 июня 1961 г., и служил для питания его бортовой аппаратуры²⁾. Мощность генератора 2,7 вт за год работы на орбите не уменьшилась³⁾. Подобный же ге-

¹⁾ Machine Design, 22. VI 1961.

²⁾ Space world, 1962, 2, № 2.

³⁾ Aviation Week, 9. VII 1962.

нератор был установлен и на спутнике «Транзит-4В», запущенном 15 ноября 1961 г.

Разрабатываются атомные батареи «СНАП-9», «СНАП-11» (ее мощность 25 вт, она работает на кюрии-242) и др.¹⁾.

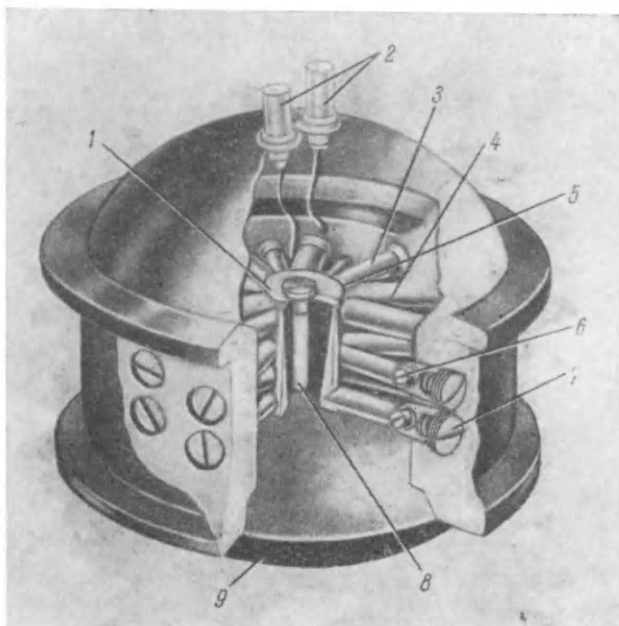


Рис. 68. Атомная батарея «СНАП-3» (ARS Journal, XII, 1961; Aerospace Engineering, XII, 1961).

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°C); 6 — холодный спай (107°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.

Атомные батареи особенно выгодны в тех случаях, когда они должны применяться с электростатическими ракетными двигателями. Это объясняется тем, что в них легко создается очень высокое напряжение, необходимое

¹⁾ Missiles and Rockets, 18. II 1963.

для таких двигателей. Вместе с тем их вес на 1 кВт мощности может быть очень низким. Вот почему за рубежом уделяется большое внимание возможности создания атомных батарей большой мощности. В одном из проектов, в частности, рассматривается батарея мощностью 500 кВт, выполненная в виде двух концентрических металлических сфер (рис. 69)¹⁾. Внутренняя сфера

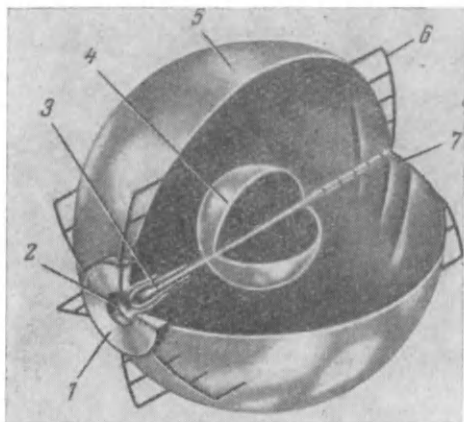


Рис. 69. Устройство космического аппарата с ионным двигателем и радиоизотопной атомной батареей (Missiles and Rockets, 26. XI 1962).

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.

выложена снаружи полонием-210, излучающим альфа-частицы, а наружная является коллектором этих частиц. Между обеими сферами создается, таким образом, 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 электро-ракетной установки с этой батареей и ионным двигате-

¹⁾ Aerospace Engineering, XII, 1962.

лем (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 выгодней всех других. 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 силовым 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 силовой 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 ракетах¹⁾. В США разрабатывается ряд проектов атомных электросиловых установок с реактором для ракет;

¹⁾ AIAA Journal, II, 1963.

в частности, три установки мощностью от 0,3 до 70 кВт уже созданы по упоминавшейся выше программе «СНАП»¹⁾).

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). С ноября 1959 г. по июнь 1960 г.²⁾ им было выработано 150 000 кВтч тепловой энергии (расход урана-235 составляет 1 г на 24 000 кВтч). Установка должна быть готова к использованию примерно в 1965 г.³⁾ На рис. 70 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° до 650° С, 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 и представляет собой два спиральных концентрических трубопровода, так что 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°С и вакууме 0,42 атм. Радиатор состоит из ряда параллельных тру-

¹⁾ В отличие от нечетных номеров радиоизотопных генераторов, генераторы «СНАП» с атомным реактором имеют четные номера (Sci. Horizons, 1961, № 12).

²⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960 и Aviation Week, 15. VIII 1960.

³⁾ Missiles and Rockets, 17. IX 1962.

бок малого диаметра, связанных с алюминиевой оболочкой, являющейся теплорассеивающей поверхностью.

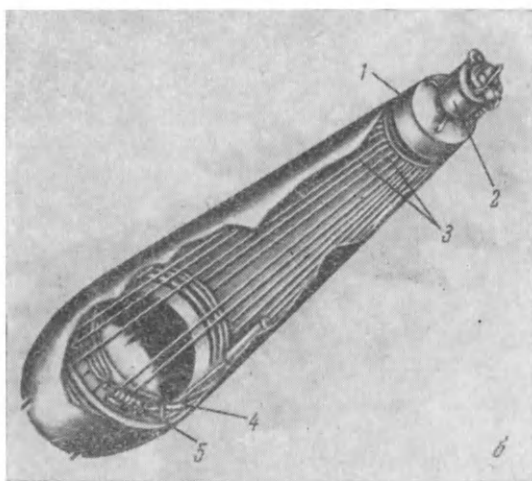
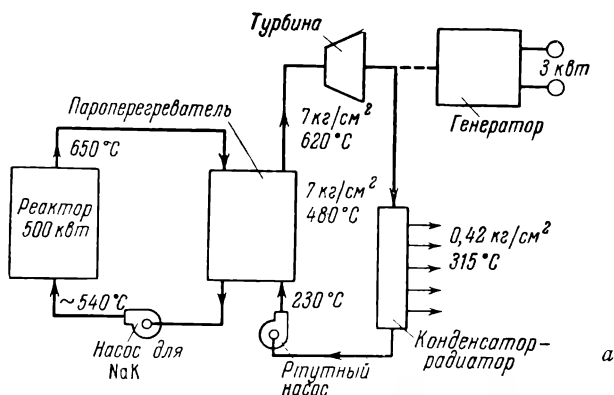


Рис. 70. Космическая «электростанция» с атомным реактором «СНАП-2».

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).

Площадь этой поверхности, необходимая для рассеивания 40 кВт тепла, равна примерно $9,3 \text{ м}^2$. Возврат сконденсировавшейся ртути в теплообменник-котел осуществ-

вляется 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 динамомашин 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 кг¹⁾, вес всей установки (без экрана) 270 кг, вес экрана 135 кг, всего 405 кг²⁾. 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 кг³⁾.

На базе установки «СНАП-2» разработана более мощная установка того же типа «СНАП-8» электрической мощностью 30—35 кВт; запланированный срок ее готовности 1966 г.⁴⁾. Тепловая мощность реактора этой установки 300 кВт, что позволяет увеличить отдаваемую электрическую мощность до 60—70 кВт при работе двух преобразователей энергии (турбогенераторов) от одного общего реактора. Если установка «СНАП-2» 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 вдвоекной установке — 100 г). Реактор установки «СНАП-8» (рис. 71) подобен по конструкции реактору «СНАП-2», но имеет значительно большее число (163) более тонких (диаметр оболочки 16 мм) урановых элементов с целью увеличения теплоотдачи промежуточному теплоносителю; его рабочая температура (на выходе из реактора) повышена до

¹⁾ Astronautics, XII, 1960.

²⁾ Flight, 16. IX 1960.

³⁾ 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).

⁴⁾ Missiles and Rockets, 17. IX 1962 Первые испытания этой установки на пониженной мощности проведены в сентябре 1962 г. («Вопросы ракетной техники», II, 1963).

730° С. Вес реактора 113 кг¹⁾. Вес всей установки 1360 кг (удельный вес примерно 23 кг/квт), из которых 50% приходится на долю экрана реактора, 33% — радиатора и только 17% — на долю реактора, турбогенераторного преобразователя и корпуса²⁾. Вес защитного противорадиационного экрана будет различным в зависимости от характера летательного аппарата. Третья

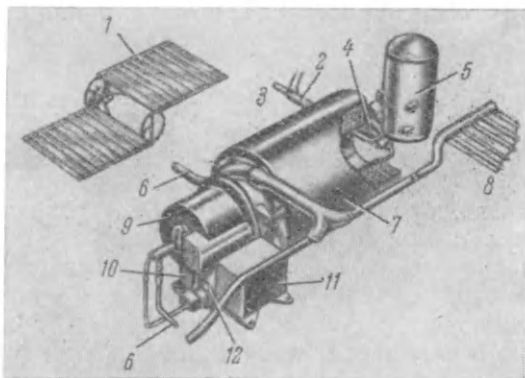


Рис. 71. Схема устройства космической атомной энергоустановки «СНАП-8»

1 — система преобразования энергии с выдвинутым радиатором; 2 — дополнительная нагрузка сопротивления; 3 — к реактору; 4 — насос для подачи натрий-калиевой смеси; 5 — расширительный резервуар для натрия с калием; 6 — от реактора; 7 — котел; 8 — радиатор; 9 — узел силового привода; 10 — узел последовательного регулирования; 11 — регулирующие устройства; 12 — резервуар для хранения ртути (Astronautics, № 5, 6, 1961).

установка — «СНАП-10» является значительно уменьшенным вариантом той же установки «СНАП-2» и рассчитана на электрическую мощность всего 500 вт³⁾; ее летные испытания намечались на 1963 г. (с выводом на орбиту и последующим разрушением в атмосфере). Реактор установки той же конструкции (длина активной

¹⁾ Aviation Week, 28. III 1960.

²⁾ Missiles and Rockets, 18. II 1963; Aerospace Engineering, XII, 1962, и др.

³⁾ Missiles and Rockets, 17. IX 1962. По другим данным мощность равна 1—2 квт (Astronautics, IV, 1961).

зоны 225 мм, диаметр 178 мм¹⁾), но система преобразования энергии совершенно иная: она основана на использовании термоэлектрического генератора. В оболочку реактора заделаны горячие спаи 700 термоэлементов, образующих слой толщиной 38 мм, а их холодные спаи связаны с оребренным радиатором. Таким образом осуществляется непосредственное преобразование тепловой энергии в электрическую, что, учитывая пока еще малый к. п. д. такого преобразования, выгодно лишь при малой мощности установки.

Разрабатываются в США и более мощные бортовые космические энергоустановки с атомным реактором, в частности, называются проекты «СНАП-50», «СПУР» (рис. 72), «СНАП-70» и др.²⁾. Судя по сообщениям печати, выбор одной из них для первоочередной реализации еще не сделан. Все эти установки рассчитаны на электрическую мощность 300—1000 кВт.

Установка «СНАП-50» разрабатывается фирмой Пратт — Уитни по заданию Комиссии по атомной энергии и будет включать в себя атомный реактор, контур промежуточного теплоносителя (жидкий литий, отводящий тепло от реактора), контур рабочего тела (калий), теплообменник (связывающий оба эти контура), турбогенератор (его турбина работает на парах калия) и радиатор. Установка должна работать непрерывно 10 000 часов, ее удельный вес без защитной экранировки должен равняться 4,5 кг/кВт, а с экранировкой — 6,8 кг/кВт³⁾, общий вес 2,7—4,5 т. Расчетная тепловая мощность высокотемпературного реактора (его рабочая температура порядка 1100°С) равна 8—10 мВт⁴⁾. Начало стендовых испытаний намечено на 1964—1965 гг., летных — к 1970 г.⁵⁾.

Установка «СПУР» такого же типа и назначения разрабатывается фирмой Эрисерч и другими по заданию ВВС США. Предполагается, что ее удельный вес (без экрана) составит 3,5 кг/кВт. В последующей, усовершенствованной системе «СПУР» турбогенераторный

¹⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960. В 1960 г. реактор проработал при испытаниях 1000 часов (Astron. praxis, 1961, № 4).

²⁾ Aviation Week, 7. I 1963, и др.

³⁾ Missiles and Rockets, 29. X 1962.

⁴⁾ Missiles and Rockets, 11. VI 1962, и др.

⁵⁾ Engineering, 1. II 1963.

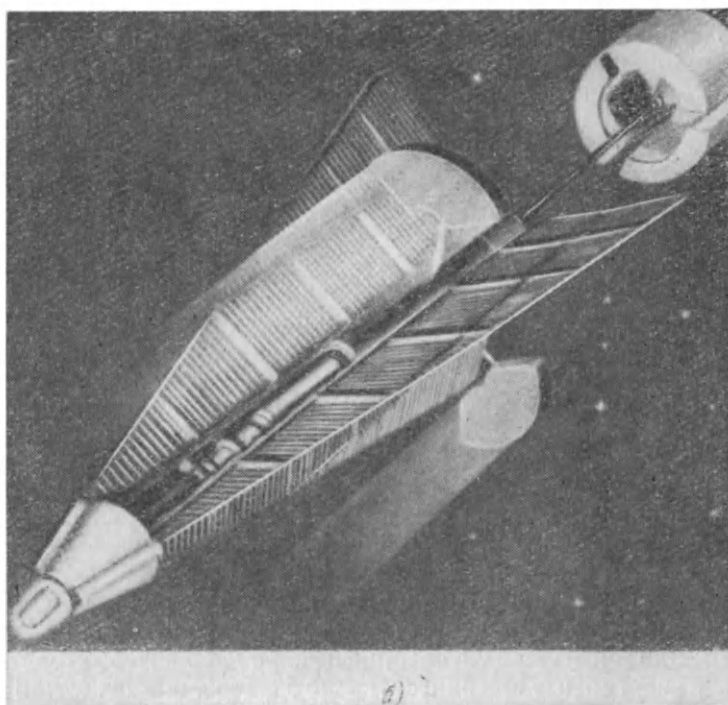
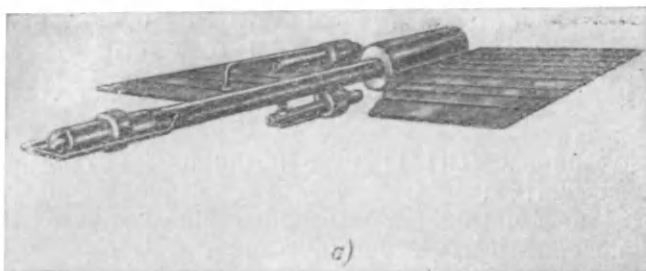


Рис. 72. Космические атомные энергоустановки мощностью 300—1000 квт. а) По проекту «СНАП-50»; б) по проекту «СПУР» (Flight, 10. I 1963; SAE Journal, XI, 1961).

преобразователь будет заменен термоионным. На летательном аппарате с установкой «СПУР» предполагается установить цезиевый ионный двигатель тягой 900 г при удельном импульсе $6000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, запас цезия составит 1135 кг^1).

В установке «СНАП-70» рабочая температура должна превышать 1640°C ; в ней будет использован термоионный преобразователь, которому явно отдается предпочтение для перспективных установок²⁾).

На X Международном астронавтическом конгрессе было сообщено о нескольких проектах мощных атомных энергоустановок для космоса. Одна из них³⁾ (рис. 73) мощностью 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 охлаждением равна 7800 кВт. Вес установки без экрана равен 5 т, 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 меньше⁴⁾. 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/сек гелия с температурой на входе 1450°K . Предполагаемый ресурс установки 10 000 часов, она должна быть готова к 1965 г. Схема установки также показана на рис. 73.

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

¹⁾ Machine Design, 23. XI 1961, и др.

²⁾ Missiles and Rockets, 1962, 10, № 8.

³⁾ «Экспресс-информация» ВИНТИ «Астронавтика и ракетодинамика», 21. IV 1960.

⁴⁾ Aerospace Engineering, XII, 1962.

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

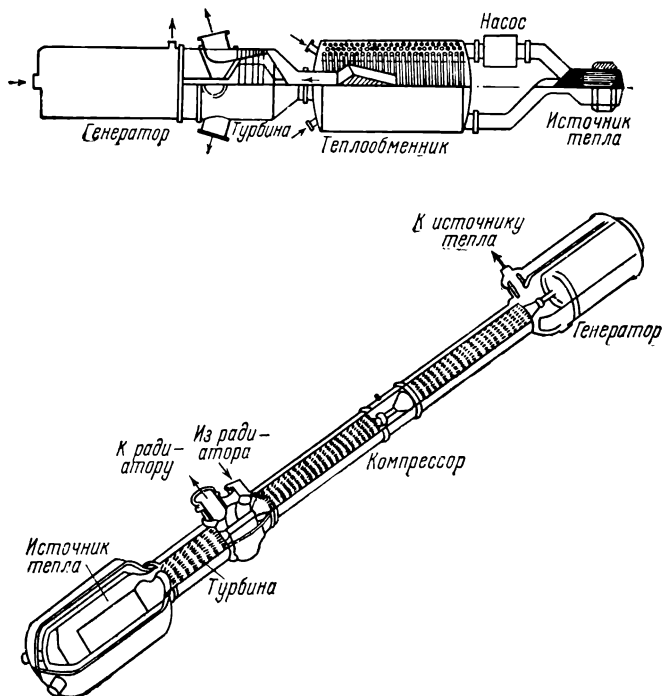


Рис. 73. Проекты атомной космической энергоустановки мощностью 1000 кВт (по докладам на 10-м Международном астронавтическом конгрессе). Сверху — с жидким охладителем атомного реактора и промежуточным теплообменником — испарителем. Снизу — с газообразным охладителем атомного реактора (гелием), газовой турбиной и компрессором. Радиатор не показан.

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 $\sim 185 \text{ м}^2$. Схема этой установки также показана на рис. 73. 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.

Вообще говоря, преобразование энергии, выделяющейся в реакторе в виде тепла, в электрическую может быть осуществлено рядом способов, подобно тому как об этом говорилось в связи с солнечной энергией. Помимо указанных выше преобразователей с турбогенератором и с термоэлементами, весьма перспективным является использование термоионных преобразователей, помещаемых прямо внутри активной зоны реактора, о чем также упоминалось выше.

При достаточно большой мощности установки такая система может обладать наименьшим весом. Испытания термоионного преобразователя совместно с урановым реактором осуществлены в США в 1960 г.¹⁾; пространство между электродами этого преобразователя было заполнено парами цезия, как об этом уже говорилось выше. Наибольшая полученная электрическая мощность испытанного преобразователя составляла 90 вт при удельной мощности 21 вт/см^2 и рабочей температуре 1900°С . Эффективность преобразования тепла в электроэнергию составляла 10%. В другом аналогичном эксперименте применялся диод с плазмой благородного газа (аргона) при температуре катода 1620°С ; расстояние между электродами составляло 5 мм^2). За рубежом подвергаются теоретическому и экспериментальному исследованию как эти³⁾, так и другие типы преобразователей атомной энергии в электрическую, в частности, с использованием образующейся высокотемпературной

¹⁾ Missiles and Rockets, 29.VIII 1960; Space Aeronautics 36, № 3, 1961, и др.

²⁾ SAE Journal, IV, 1960.

³⁾ Aviation Week, 10.VII 1961 (фирма Джeneral Электрик разрабатывает атомную термоионную установку с реактором мощностью 70 кВт по проекту «СТАР»).

плазмы в магнитогидродинамических генераторах¹⁾. Однако эти схемы еще далеки от реализации, в лучшем случае указывается в качестве срока 1970 г.

Выбор электросиловой установки того или иного типа для использования с электроракетными двигателями

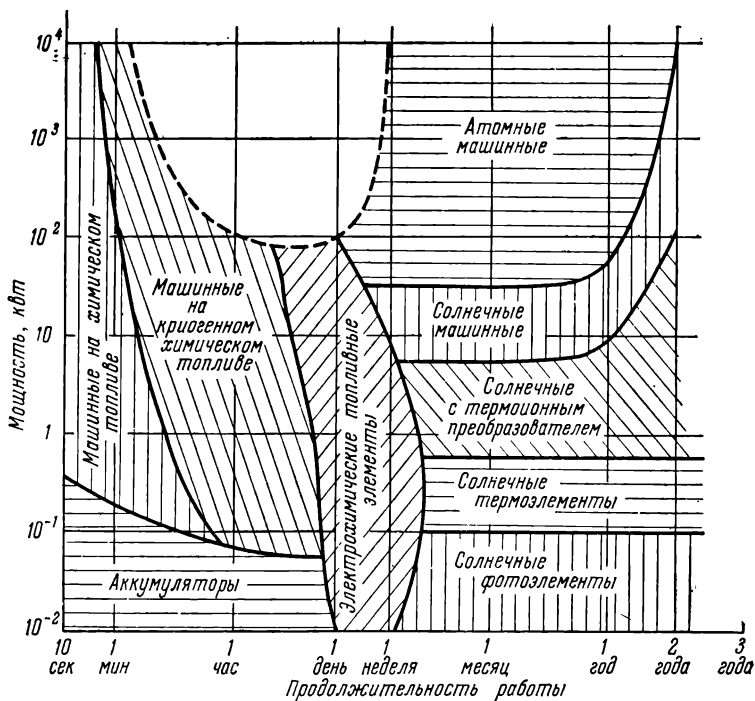


Рис. 74. Оптимальные области применения ракетных электростанций различного типа в зависимости от потребной мощности и продолжительности работы. График построен с учетом возможных усовершенствований ближайшего десятилетия (SAN Journal, I, 1960).

зависит, естественно, от многих факторов: потребной мощности, длительности работы, удельного веса (т. е. веса, приходящегося 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

¹⁾ Nuclear Engineering, I, 1958.

и пр. В частности, удельный вес атомных электросиловых установок ракет с реактором быстро уменьшается при возрастании мощности, как это показали исследования Штулингера и Зейтца. Эти выводы согласуются с данными, относящимися к установкам «СНАП»¹⁾.

Примерные области оптимального применения различных «электростанций» ракет в зависимости от мощности и длительности работы показаны на рис. 74. В будущем развитие ракетных электросиловых установок может сильно изменить оптимальные области использования по сравнению с современными представлениями. В частности, в одном из исследований (Нэджи и Гендерсона²⁾) указывается, что совершенствование комбинированных термоэлектрических-термоионных преобразователей энергии, которое приведет к уменьшению размеров и веса потребного солнечного коллектора, может сделать примерно одинаковыми веса солнечной и атомной электроустановок даже при мощности в 1000 кВт и более. На приведенном рисунке эти возможные усовершенствования учтены и, таким образом, он опережает достижения современной техники не менее чем на несколько лет.

Само собой разумеется, что окончательное решение вопроса о том, какую «электростанцию» нужно установить на ракете, зависит и от типа примененных электро-ракетных двигателей, и от особенностей конструкции, и от назначения самой ракеты. Но об этом — в следующей главе.

¹⁾ Missiles and Rockets, 22. VIII 1960.

²⁾ SAE Journal, V, 1960.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ

Все, о чем говорилось в предыдущих главах, показывает, что как сами электрические ракетные двигатели, так и ракетные электросиловые 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 хотя бы основных количественных характеристик, создание первых экспериментальных образцов для наземных и затем летных испытаний. Пока еще не летала ни одна ракета с электрическим ракетным двигателем.

Однако момент фактического рождения новой ракетной двигательной установки не за горами, это дело, можно думать, ближайшего времени. И хотя младенец еще не родился, ему уже прочат блестящее будущее, а голосов маловеров практически не слышно. Можно не сомневаться, что развитие электроракетной техники 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 двигателей¹⁾. 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 абзац²⁾:

«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 рассматривает³⁾ 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 главе 8). 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

¹⁾ Astronautics, IV, 1959.

²⁾ Цитируется по книге: К. Э. Циолковский, Труды по ракетной технике, Оборонгиз, 1947, 89—90.

³⁾ Там же, стр. 178.

стать и давление солнечных лучей (эта идея «солнечного паруса» также рассматривается в гл. 8). 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.¹⁾.

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.²⁾, 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 Валье³⁾). 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

¹⁾ К. Э. Циолковский, Труды по ракетной технике, Обонгиз, 1947, 14 и 189.

²⁾ Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt München — Berlin, 1923.

³⁾ Валье Макс, Полет в мировое пространство, ОНТИ, 1936.

силы Улинский предлагал систему питаемых электро-энергией 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 дополнительный, 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.

Серьезному теоретическому рассмотрению электроракеты начали подвергаться 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 элек-

троракетным двигателям — они позволяют рассчитывать на решающий успех в штурме «барьера удельного импульса», который ведут ракетная техника и космонавтика. Это достоинство 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, то есть 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 наивыгоднейшая, оптимальная скорость истечения (и соответственно удельный импульс). Оптимальной скорости соответствует наибольшее 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 потребная 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. 75. 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

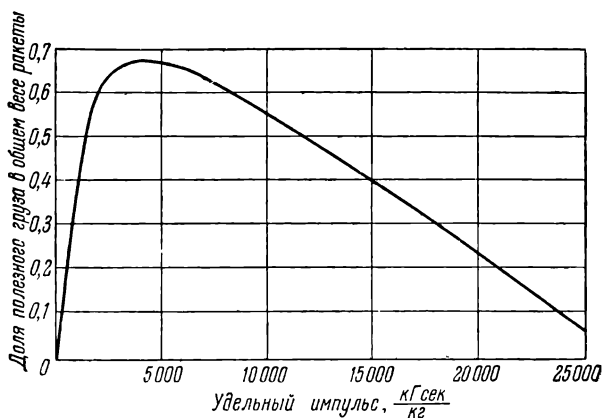


Рис. 75. Так изменяется доля полезного груза электроракеты (с ионным двигателем) в зависимости от удельного импульса. Кривая относится к случаю перехода ракеты с орбиты на высоте 160 км на орбиту Луны (характеристическая скорость 7,35 км/сек, отношение тяги к весу ракеты $0,75 \cdot 10^{-4}$) (Paper ASME, 59-AV-45).

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 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 электросиловую 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 ракетой 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 $\frac{m_n}{m_1}$ 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 $\frac{m_n}{m_1}$. Соответствующее выражение имеет следующий вид:

$$J_{\text{опт}} = \text{const} \sqrt{\tau \cdot E},$$

где $J_{\text{опт}}$ — оптимальная величина удельного импульса, τ — 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 лег-

кой — увеличение энерговооруженности является одной из важнейших задач совершенствования электроракет.

При данной относительной величине полезного груза $\frac{m_{\text{п}}}{m_1}$ пропорционально оптимальной величине удельного импульса изменяется конечная скорость ракеты. Это иллюстрируется приводимым на рис. 76 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 τ неизбежно уменьшается начальное ускорение ракеты (это показано, в частности, в той же работе Штулингера и Зейтца), а оно не может быть меньше некоторого минимального значения, определяемого назначением космического летательного аппарата.

Если принять $\tau = 3$ года, $E = 0,3$ квт/кг и минимально возможное значение $\frac{m_{\text{п}}}{m_1} = 1\%$, то максимальная скорость, которой может достичь электроракета, составит примерно 200 км/сек. И такая огромная скорость будет достигнута, несмотря на ничтожное ускорение, в тысячи и десятки тысяч раз меньше ускорения земного тяготения. При этом число Циолковского $\left(\frac{m_1}{m_2}\right)$ будет равно

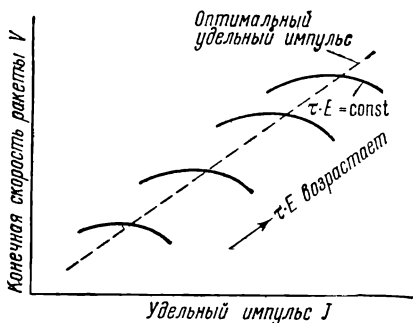


Рис. 76. Конечная скорость электроракеты V зависит от величины удельного импульса J , продолжительности работы двигателя τ и энерговооруженности E .

Если принять $\tau = 3$ года, $E = 0,3$ квт/кг и минимально возможное значение $\frac{m_{\text{п}}}{m_1} = 1\%$, то максимальная скорость, которой может достичь электроракета, составит примерно 200 км/сек. И такая огромная скорость будет достигнута, несмотря на ничтожное ускорение, в тысячи и десятки тысяч раз меньше ускорения земного тяготения. При этом число Циолковского $\left(\frac{m_1}{m_2}\right)$ 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 $2000—20\,000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$). Для типичной электроракеты конечная масса m_2 при этом составит 0,5—0,85 начальной массы m_1 (т. е. число Циолковского $\frac{m_1}{m_2} = 2—1,2$), 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 будут проводиться, вероятно, на спутнике. 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 телеграфной связи, и телетрансляционные «центры», и метеоспутники для обеспечения нужд Службы погоды, и навигационные спутники-маяки, и еще многие другие.

Вот как может выглядеть такой «электроракетный» спутник (данные этого и ряда последующих проектов — по Штулингеру и Зейтцу). Полный вес 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 $14\,400 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$).

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 корректирования траектории движения достаточно высоко летящего спутника с целью точного поддержания заданной орбиты (ее высоты и положения в пространстве), а также ориентации самого спутника. Такое корректирование может оказаться необходимым для ряда спутников — телевизионных ретрансляторов

(в частности, на суточной орбите), связанных, навигационных и др. (рис. 77). Следует отметить, что для подобного применения удобна электроракетная установка с рядом тяговых камер, имеющих различное положение в пространстве с целью создания всех необходимых сил и моментов. Для такого спутника уже не приходится непрерывно компенсировать влияние аэродинамического

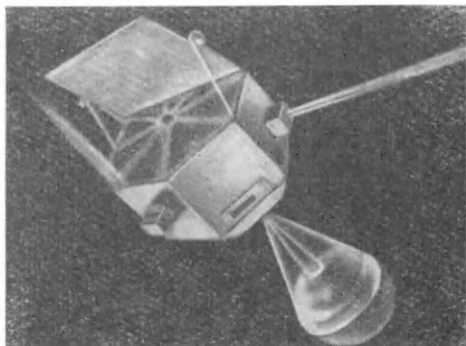


Рис. 77. Рисунок гипотетического метеорологического или связного спутника на суточной орбите. На спутнике установлено несколько ионных двигателей фирмы Хьюз (показана работа двух двигателей) (Interavia, III, 1963).

сопротивления и достаточно включать двигатель 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 скорость (456 м/сек) и мощность (5 квт). Масса силовой 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 $3900 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$); в случае установки цезиевого ион-

ного двигателя сила тока будет равна 5 а, ускоряющее напряжение всего 1000 в (как известно, мощность струи есть произведение силы тока на напряжение: $5 \cdot 1000 = 5000$ вт), тяга двигателя равна 26,8 г. Следует отметить, что подобная корректировка орбиты может осуществляться с помощью термохимических двигателей, но, как показывает расчет¹⁾, 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 весом 227 кг двигатели должны работать от 10 до 90 минут в сутки, а для выдерживания ориентации — по нескольку 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 газа²⁾.

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.

Как известно, с помощью мощной многоступенчатой ракеты, созданной в нашей стране, 4 февраля 1961 г. удалось вывести на орбиту, лежащую на высоте 223—327 км³⁾, гигантский спутник с рекордным весом 6483 кг. Ничего подобного по мощности этой советской ракете нет ни в одной стране мира. Но значительное увеличение высоты орбиты потребовало бы применения несуразных по размерам термохимических ракет. Между тем задача может быть с успехом решена с помощью электроракетных двигателей. Правда, такой переход на более высокую орбиту потребует значительно большего

¹⁾ Missiles and Rockets, 1. II 1960.

²⁾ Engineer, 8. II 1963.

³⁾ «Правда», 11 апреля 1962 г. и другие газеты (приведены значения высот перигея и апогея).

времени, чем в случае термохимической ракеты, но, как правило, это не будет иметь значения.

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 связанных спутников, метеоспутника и т. п.). Основные данные такого проекта следующие (для случая перехода с высоты 400 км на высоту 40 000 км). Начальный вес спутника 72,2 т, из которых полезный груз 50 т, вес электросиловой установки 15,5 т, вес рабочего вещества 6,7 т. Конечная (характеристическая) скорость 6 км/сек, продолжительность перехода с орбиты на орбиту примерно 23 дня. Скорость истечения 60 км/сек (удельный импульс примерно $6100 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$);

поскольку она избирается в каждом примере оптимальной, то легко видеть, как она изменяется в зависимости от исходных данных (величин τ 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. 78 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 ракет различного назначения. В первую очередь это коснется, очевидно, лунных ракет. В особенности необходимы окажутся электрические лунные ракеты, 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. Понятно, что такие грузовые рейсы, если имеется в виду применение электроракет (вероятно, беспилотных), должны будут осуществляться между низколежащей орбитой спутника

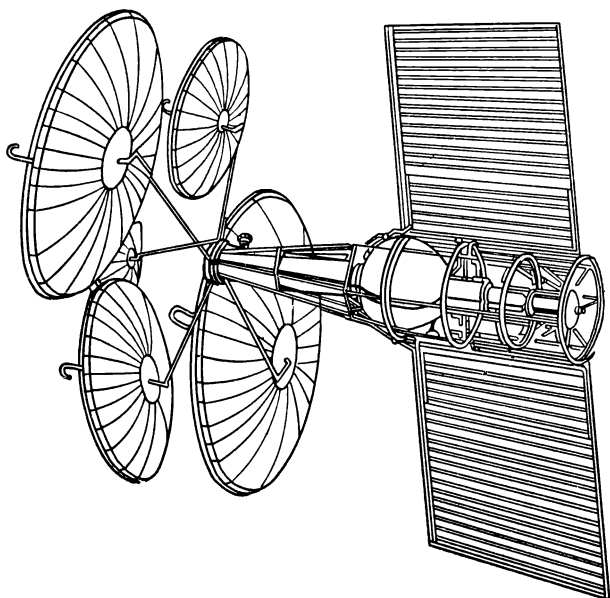
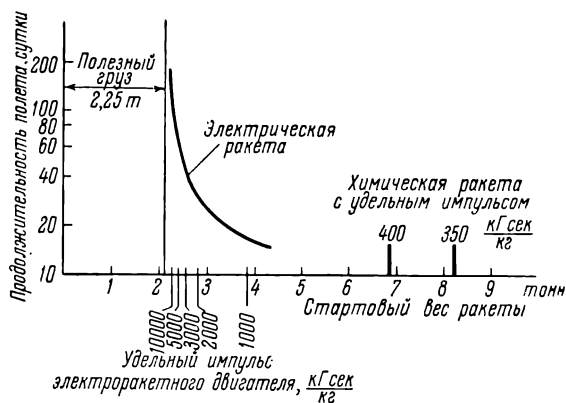


Рис. 78. Полет к «суточной» орбите (с орбиты на высоте 240 км). Так изменяются стартовый вес и продолжительность полета ракеты с данным полезным грузом в зависимости от удельного импульса электроракетного двигателя (Astronautics, № 10, 1959). Внизу показан рисунок спутника с электродуговым ракетным двигателем по проекту фирмы Авко (США); двигатель работает на аммиаке и предназначен для вывода спутника на «суточную» орбиту (Astronautics, VII, 1961).

Земли и орбитой спутника Луны¹⁾). Кстати сказать, именно такая схема полета будет типичной для космических электроракет. Доставка грузов с Земли на первую околоземную орбиту и со второй окололунной орбиты на Луну должна производиться с помощью термохимических ракетных двигателей.

Электроракетные двигатели этого назначения должны, очевидно, рассчитываться, исходя 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 полном весе ракеты при взлете с околоземной орбиты 136 т, то остальные 36 т распределятся следующим образом: 19 т — масса силовой 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 $6100 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}$). 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 значению, а 100 км/сек, то полный взлетный вес ракеты составил бы 146 т (вместо 136), масса силовой 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% $\left(с \frac{100}{136} = 0,735 \text{ до } \frac{100}{146} = 0,685\right)$,

¹⁾ AIAA Journal, II, 1963.

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).

Кстати сказать, продолжительность полета, хотя это и кажется на первый взгляд парадоксальным, в этом случае мало зависит от ускорения, создаваемого двигателем, и, следовательно, его тяги. О причинах этого интересного явления будет подробнее сказано в гл. 9. 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 взлетным весом 435 т. Из этого веса полезный груз (предполагается наличие экипажа) составляет 150 т (34,5% взлетного веса! Недостигаемая мечта для термохимических ракет), вес 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 избрана равной 120 км/сек (оптимальное значение), то есть удельный импульс равен $12\,200 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$. В подобном межпланетном полете, харак-

теризуемом 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.

Каково это превосходство в любом случае полета со значительной характеристической скоростью, можно

видеть и по такому примеру. Пусть нужно увеличить скорость движения ракеты с 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 $6000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, расход цезия 200 кг), то величина полезного груза возрастет до 2270 кг, т. е. в 2,5 раза¹⁾.

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.

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 составит 160 км/сек. Для ракеты со взлетным весом 16 т, из которых полезный груз составляет 1 т, мощность электроракетного двигателя должна равняться 1900 квт, вес его 6,2 т и вес 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 наивыгоднейшему 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,

¹⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960.

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,

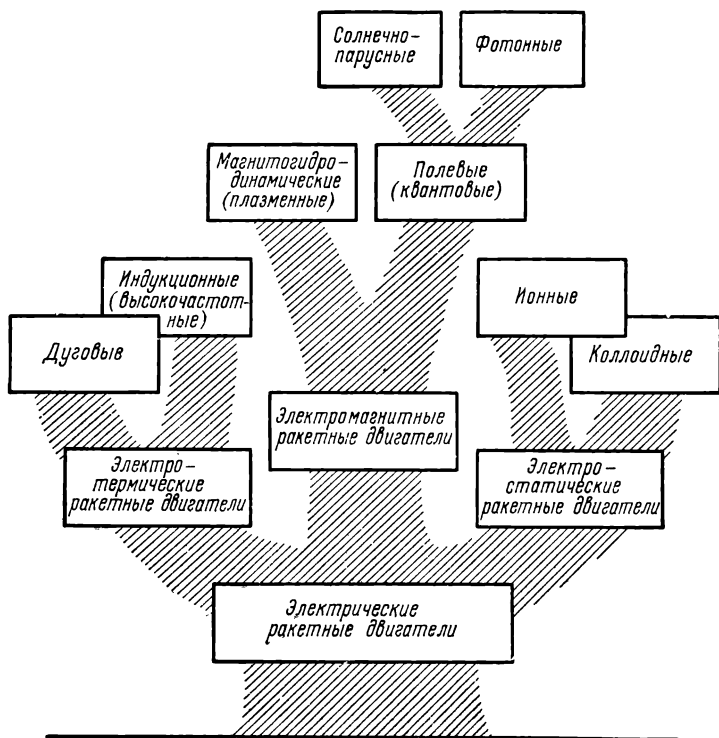


Рис. 79. «Генеалогическое дерево» электроракетных двигателей (деление по источнику энергии не указано).

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. 79), 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 нескольких тысяч $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$), например на спутниках Земли, лунных ракетах и др., может быть использован практически любой тип электроракетного двигателя, но, возможно, лучшими будут электротермические и плазменные двигатели. В тех же случаях, когда необходимо высокое значение удельного импульса (порядка 10 000 $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ и более), например для дальних межпланетных рейсов, эти двигатели, по-видимому, не подойдут, и более вероятно использование электростатических (ионных) двигателей.

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 существенно меньше, но во втором окажется меньшим взлетный вес ракеты с тем же полезным грузом. Так, например, полет к Марсу с помощью электродугового двигателя с удельным импульсом 1500—2000 $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ может длиться 250—260 дней, а носительный вес полезного груза составит 30%, тогда как в случае ионного двигателя с импульсом 4000 $\frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ длительность полета возрастет до 300 дней, но увеличится и полезный груз — до 50% ¹⁾. Это объясняется тем, что электротермические двигатели характеризуются меньшим удельным весом (отношением веса к тяге), но и меньшим удельным импульсом, чем у ионных двигателей. Таким образом, электротермические двигатели по своим характеристикам располагаются как 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

¹⁾ Missiles and Rockets, 16. XI 1959.

большей, чем у ионных. Кратковременно электротермические двигатели могут развивать еще значительно большие тяги, что может оказаться очень важным при маневрировании в космосе. На рис. 80 показаны примерные области использования ракетных двигателей

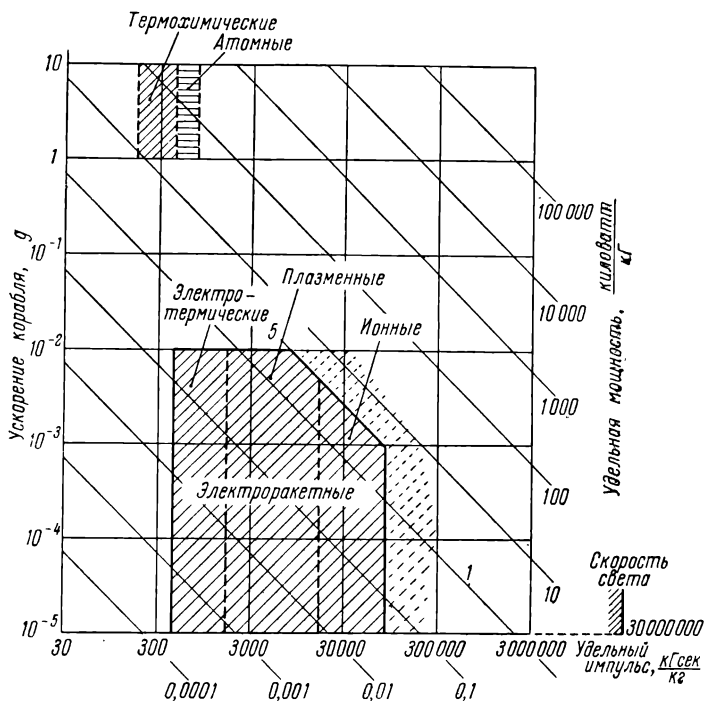


Рис. 80. Области применения космических кораблей различных типов (Jet Propulsion, XI, 1958; см. также ETZ, 22. IV 1963 и др.).

разных типов; в качестве критериев избраны удельный импульс и ускорение летательного аппарата.

Одним из весьма важных факторов в выборе электроракетного двигателя является эффективность происходящих в нем преобразований энергии (рис. 81). Так, если к. п. д. самого двигателя, т. е. преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи, низок, то это приводит к значительному возрастанию мощности, а следовательно, размеров и веса

бортовой электростанции ракеты. Поскольку именно вес электростанции является основным в общем весе элек-

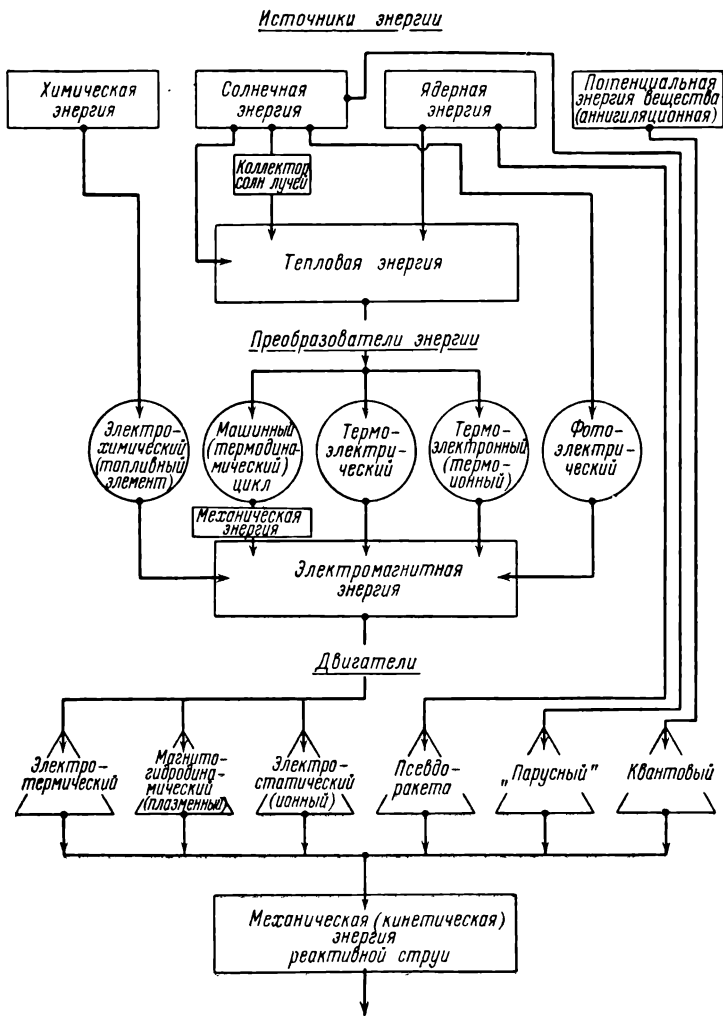


Рис. 81. Преобразование энергии в электроракетных двигателях.

троракетной силовой установки, то к. п. д. двигателя может оказаться решающим при выборе типа двигателя для применения на ракете данного назначения.

Необходимость оптимального выбора касается и «электростанции», питающей двигателя ракеты. Когда потребная мощность невелика, например, для целей корректировки орбиты высоколетящих спутников Земли, то могут быть использованы такие установки, как атомные батареи, солнечные фотоэлектрические батареи, топливные элементы. Но при больших потребных 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.

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, потребует 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 соответственно 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, число учитываемых при этом факторов.

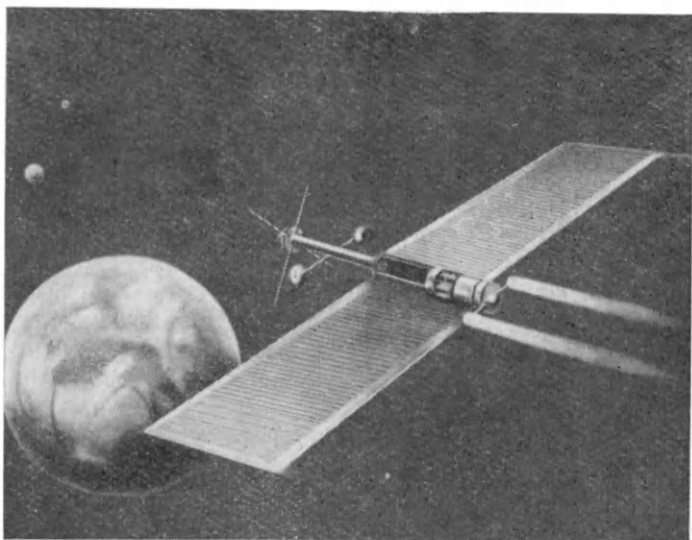


Рис. 82. Автоматический космический ионный корабль «Снупер» для полета на Марс.

Один из первых относительно детально проработанных проектов электроракет известен под названием «Снупер» (1957) ¹⁾. Внешний вид космического корабля «Снупер» показан на рис. 82. 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

¹⁾ Missiles and Rockets, VI, 1957.

целями. По некоторым сообщениям печати, фирма продолжает работу над созданием ракеты¹⁾. Стартовый вес ракеты 1500 кг, атомный реактор не экранирован, его вес вместе с турбогенератором, промежуточным теплообменником и двумя двигателями равен примерно 520 кг, вес радиатора примерно 130 кг, запас рабочего вещества (цезия) 1'00 кг, полезного груза — 680 кг, вес 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, так как температура его плавления 28° С), в ионные двигатели осуществляется под давлением сжатого газа. Испарение цезия в вольфрамовом контактном ионном источнике производится путем его нагрева примерно до 800° С. Суммарная тяга двигателей равна примерно 150 г, что обеспечивает начальное ускорение ракеты 10^{-4} g, или примерно 1 мм/сек².

Удельный импульс равен 20 000 $\frac{\text{кгсек}}{\text{кг}}$, ускорение ионов в тяговой камере (в зазоре 3 см) осуществляется электрическим полем напряжением 27,5 кв.

Радиаторы должны быть изготовлены из тонкого алюминиевого листа (толщиной порядка 0,25 мм); к нему припаяны с интервалами 50 мм тонкостенные медные трубки диаметром 6,5 мм, в которых течет охладитель — натрий²⁾. 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. Кстати сказать, эта проблема упаковки оказывается весьма сложной для радиаторов и, пожалуй, еще более сложной для солнечных коллекторов в случае гелиосиловых

¹⁾ Flight, № 2617, 1959.

²⁾ Jet Propulsion, XI, 1958.

установок. 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. Стартовый вес этого корабля должен составлять 600 т, полезная нагрузка 150 т, путешествие на Марс такого корабля будет длиться 400 дней. Корабль

должен быть снабжен атомной турбогенераторной установкой, подобной описанной выше. Внешний вид корабля приведен на рис. 83.

Аналогичной установкой должна быть снабжена и беспилотная ионная космическая ракета по проекту, разработанному работниками фирмы Томпсон Рамо Вулдридж (США) в 1959 г.¹⁾

Авторы проекта произвели сравнение двух беспилотных космических ракет со стартовым весом 4500 кг, предназначенных для совершения кругового полета между орбитами Земли и Марса. Одна из ракет — с термохимическим двигателем, другая — с работающим на ртути ионным двигателем мощностью 275 кВт и термохимической ступенью для взлета. Полезный груз в обоих случаях равен 2300 кг, продолжительность полета один год. По данным этого сравнения вес ракетной системы при взлете с Земли составит 420 т для случая ионной ракеты и 3630 т — для термохимической ракеты. Если предположить наличие высококалорийного ракетного топлива,

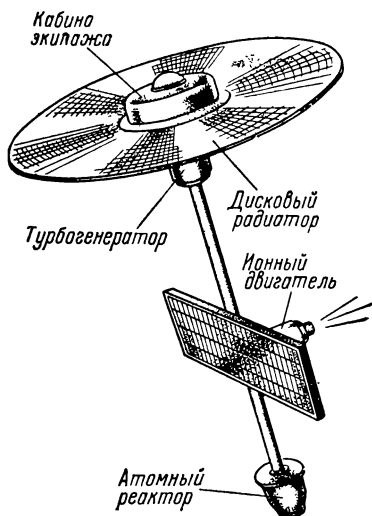


Рис. 83. Обитаемый ионный корабль, по проекту Штулингера (Interavia, X, 1957).

ским двигателем, другая — с работающим на ртути ионным двигателем мощностью 275 кВт и термохимической ступенью для взлета. Полезный груз в обоих случаях равен 2300 кг, продолжительность полета один год. По данным этого сравнения вес ракетной системы при взлете с Земли составит 420 т для случая ионной ракеты и 3630 т — для термохимической ракеты. Если предположить наличие высококалорийного ракетного топлива,

¹⁾ SAE Journal, VII, 1959.

типа фтор-гидразин, то соответствующие значения веса будут 113 и 475 т.

Один из методов возможного сочетания атомной силовой установки с ионной космической ракетой иллюстрирует рис. 84, приведенный по проекту фирмы Локхид (США). В этом случае реактор связан с кораблем

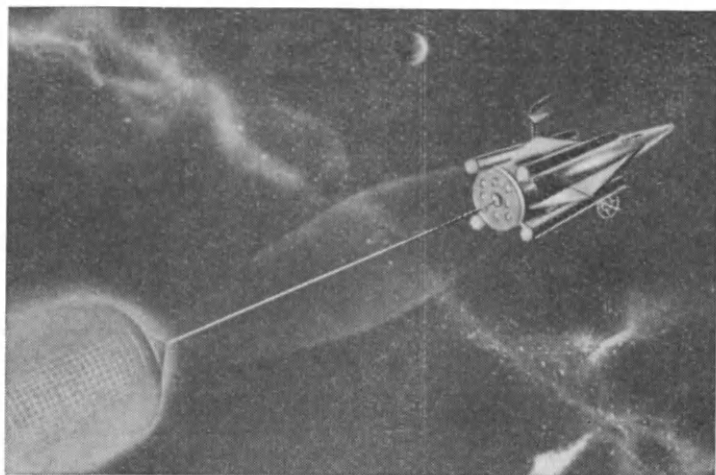


Рис. 84. Обитаемый ионный корабль с буксируемым атомным реактором, снабженным термоионным преобразователем (проект фирмы Локхид) (Aeroplane, 19. XI 1960).

коаксиальным кабелем длиной более полутора километров, что устраняет необходимость в тяжелом защитном экране. Вес этой системы по проекту равен 3,5 т¹⁾.

Одним из наиболее разработанных проектов электрических космических аппаратов с атомной энергоустановкой и ионными двигателями является проект, принадлежащий фирме Джeneral Электрик (США)²⁾. Энергоустановка мощностью 1000 квт и весом 4 т имеет атомный реактор и 4 турбогенераторных преобразователя. Тепло от реактора отводится жидким литием и передается им в 4 теплообменниках рабочему веществу —

¹⁾ Missiles and Rockets, 24. XVIII 1959.

²⁾ Aviation Week, 22. X 1962.

жидкому калию, пары которого расширяются в четырех турбинах, приводящих во вращение электрогенераторы. На приводимом рисунке корабля (рис. 85) можно видеть атомный реактор, расположенный в хвостовой части (в левом нижнем углу), затем два радиационных

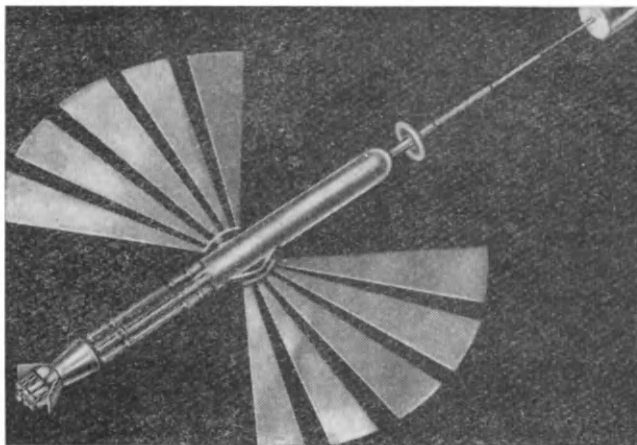


Рис. 85. Космический корабль с реакторной атомной энергоустановкой и турбогенераторными преобразователями (по проекту фирмы Джeneral Электрик, США).

экрана, бак 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 телескопическом стержне. Фирма уже испытывает ряд элементов этой установки.

Еще два проекта обитаемых ионных кораблей иллюстрируются рис. 86.

Из электроракет с другими типами двигателей, помимо ионных, следует указать разрабатываемый в США

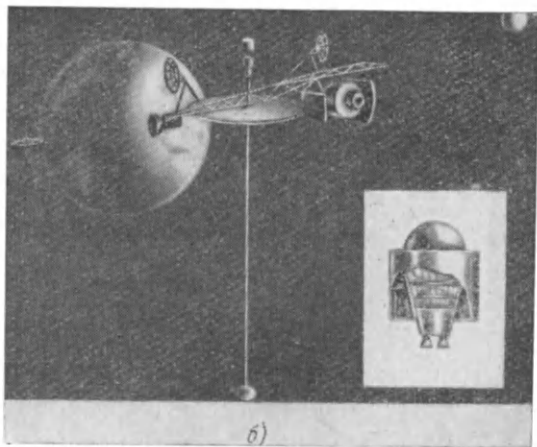
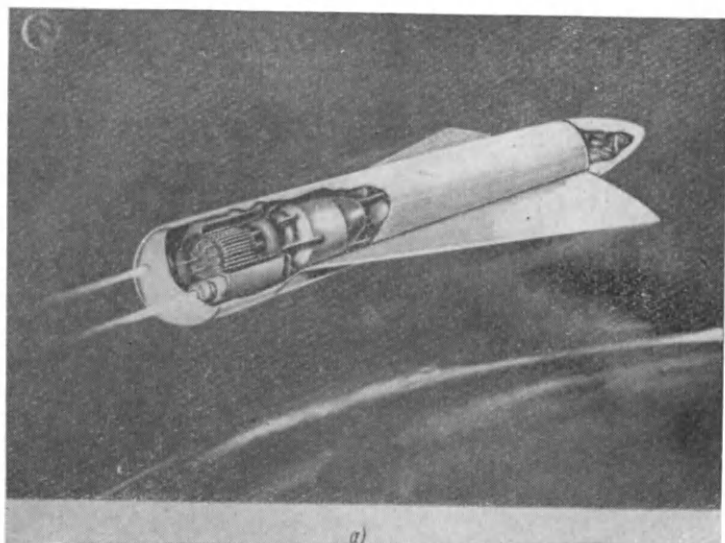


Рис. 86. Проекты обитаемых ионных космических кораблей.
 а) По проекту фирмы Рокетлайн (Aeroplane, 27. II 1959); б) Для грузовых перевозок Земля — Луна (Astronautics, I, 1961).

уже упоминавшийся выше проект ракеты «Санфлауэр» с электродуговым ракетным двигателем фирмы Плазмадайн (его мощность равна 1 кВт и тяга не менее 4,5 г) и солнечной электроустановкой¹⁾. Эта двигательная установка предназначена для стабилизации и ориентировки в пространстве крупных космических летательных аппаратов²⁾.

Другой проект электродуговой ракеты, находящийся в начальной стадии разработки (фирмой Авко), показан на рис. 87. В этом случае питание электродугового

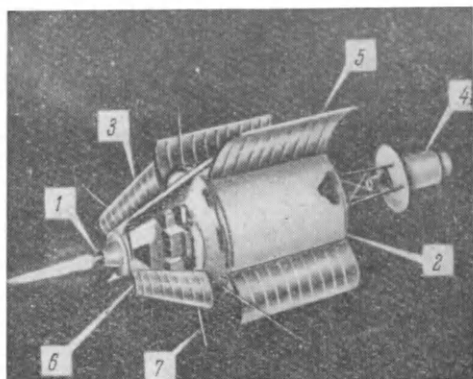


Рис. 87. Автоматическая космическая электро-ракета с дугowym водородным электроракетным двигателем и атомной электросиловой установкой (по проекту фирмы Авко, США).

1 — дуговой электротермический ракетный двигатель; 2 — бак с жидким водородом; 3 — радиатор; 4 — атомная «электростанция»; 5 — ртутный конденсатор — радиатор; 6 — полезный груз; 7 — антенна.

двигателя, использующего водород в качестве рабочего вещества, осуществляется атомным турбогенератором, работающим на ртути³⁾. Ракета предназначена для полета на большие расстояния.

Французский беспилотный искусственный спутник «Фазтон», о котором говорилось выше, имеет солнечную поршневую энергоустановку и электротермический дви-

¹⁾ Aeroplane, 26. VIII 1960.

²⁾ Missiles and Rockets, 7. XI 1960.

³⁾ Flight, 16. IX 1960.

гатель (тип его не указан) и предназначен для исследовательских полетов в пространстве между Землей и Луной с возможностью изменения орбиты. Вес спутника 300 кг, его полезный груз равен 100 кг¹⁾). 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 типа²⁾). Внешний вид корабля по этому проекту и схема его силовой установки (ее общий вес примерно 5500 кг) показаны на рис. 88. Применен атомный реактор электрической мощностью 800 кВт с турбогенераторным преобразователем. Общий вес летательного аппарата равен примерно 12,3 т; ракет, пригодных для его выведения на орбиту, откуда начнется полет к Марсу, в США в настоящее время нет.

Рис. 89 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. На рис. 89, д показан 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. 90. Это гипотетические гелиоэлектроракеты, служащие в данном случае одна — для полета на Марс, другая — для транспортировки на Землю и сжигания в ее

¹⁾ Interavia, 1962, № 4972.

²⁾ Missiles and Rockets, 8. VI 1959.

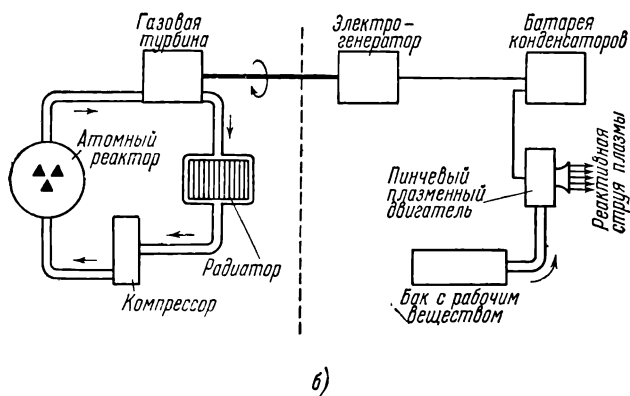
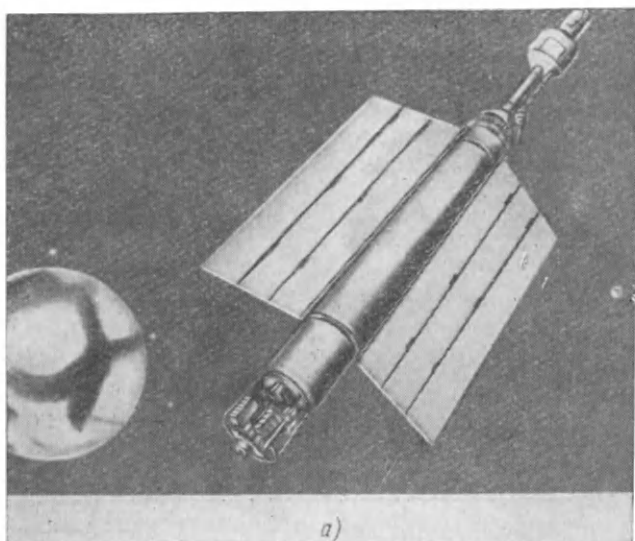
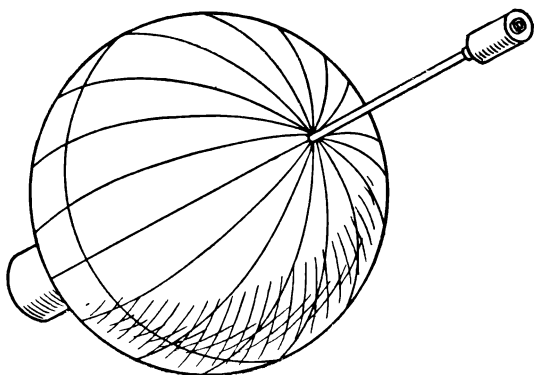


Рис. 88. Космический электроракетный корабль для полета на Марс с плазменным двигателем и атомной электросило-вой установкой.

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).



a)

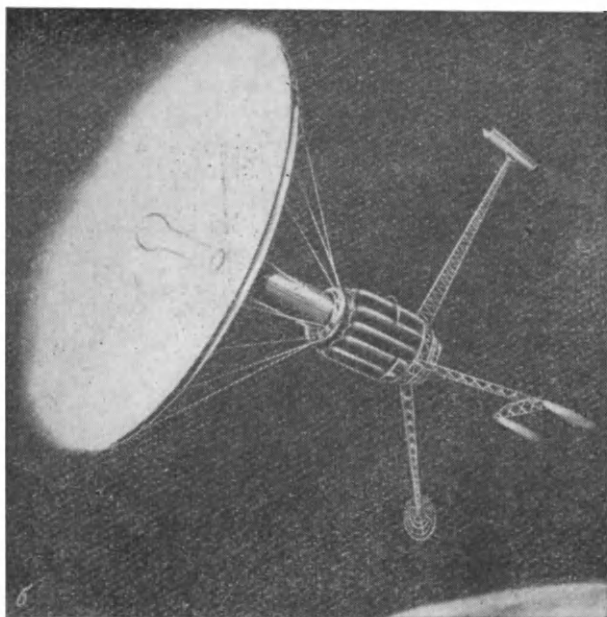


Рис. 89 (а, б). Космические электроракеты с гелио-электростанцией.

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 силовой установкой.

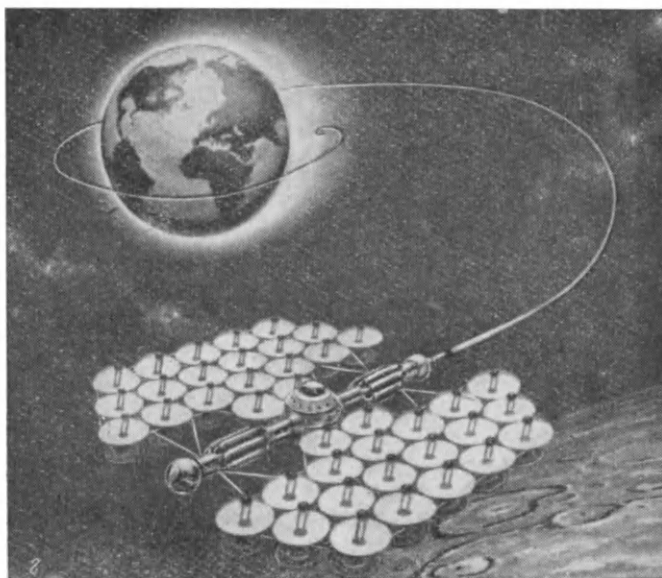
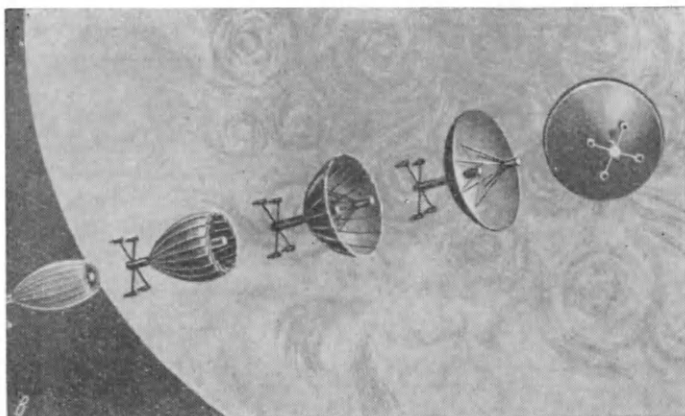


Рис. 89 (в, г). Космические электроракеты с гелио-электростанцией.

в) Автоматический космический корабль с термоионным преобразователем солнечной энергии (показано, как раскрывается солнечный коллектор после взлета ракеты); г) 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).

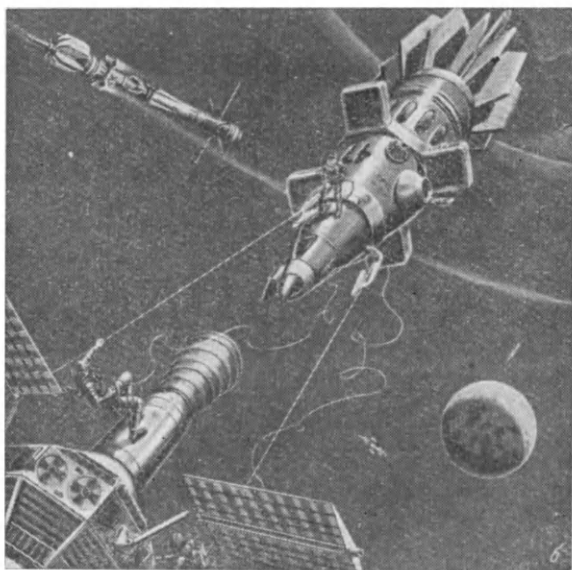
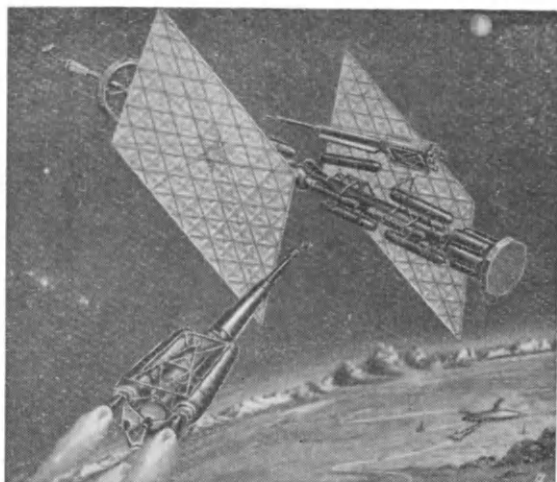


Рис. 90. Электрические ракеты работают.

а) Грузовая термохимическая 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).

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 о еще некоторых космических летательных аппаратах. Хотя они и не являются электроракетами, но и о таких аппаратах шла речь в книге. Один из них (рис. 91) — разрабатываемая Управлением по авиации и исследованию космического пространства США атомная термическая ракета

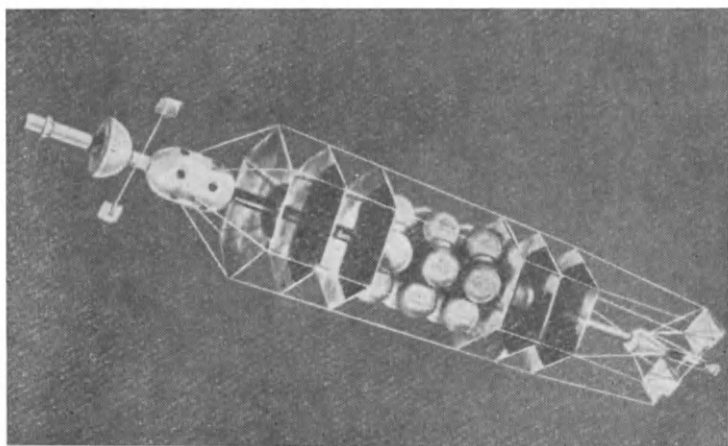


Рис. 91. Проект атомной термической водородной ракеты (Aeroplane, 27. II 1959).

с водородом в качестве рабочего вещества (видны многочисленные баллоны с жидким водородом¹⁾). Два других — беспилотные космические летательные аппараты с термической ракетой, также работающей на водороде, но в этом случае подогреваемом с помощью солнечной энергии. В центре одного летательного

¹⁾ Missiles and Rockets, 20. VII 1959.

аппарата расположен гигантский бак с газообразным водородом, хранящимся под давлением 2 атм; в баке помещается 800 кг водорода (фирма Нортроп). В другом аппарате (по проекту Эрике¹⁾) коллекторами солнечной энергии являются гигантские вогнутые зеркала, образованные металлизацией одной половины огромных шаров из пластмассовой пленки. По расчетам автора, жидкий водород (его запас в баке равен 5 т) нагревается солнечными лучами примерно до 1000° К, испаряется и вытекает через сопло со скоростью, которая может достигать 8 км/сек. Тяга двигателя должна составлять при этом более 70 кг, создаваемое им начальное ускорение порядка $10^{-2} g$.

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.

¹⁾ Engineering, 12. X 1956.

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. 81 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 ионнопрямоточные 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.

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. Принципиально она выглядит весьма просто: достаточно лишь

превратить корабль в своеобразную заряженную «космическую частицу» (различие в размерах здесь ведь не существенно), сообщив ему электрический заряд того или иного знака. 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.

Но 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. 6. 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 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. Известный астроном 17-го века Кеплер еще в 1619 г. высказывал мысль, что именно солнечные лучи «отворачивают» в сторону хвосты комет,

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 приложимы 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 перпендикулярной 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 «ветер», 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 «ветер» 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^2 — 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 $100\,000 \text{ м}^2$ 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 вызовет ускорение аппарата, равное примерно $2 \cdot 10^{-5} \text{ г}$, 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.

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)¹⁾ указывается, что при использовании выпускаемых промышленностью пленок толщиной $0,1 \text{ мм}$ вес одного квадратного метра зеркала может составлять $2,5 \text{ г}$. В будущем же толщина «паруса»

¹⁾ Jet Propulsion, III, 1958.

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 общий вес его, приходящийся на 1 м² поверхности паруса, равен 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/сек²), т. е. в 10 раз больше, чем в предыдущем примере¹⁾. По проекту Гарвина парус имеет вид гигантского парашюта диаметром примерно 21 м, прикрепленного к летательному аппарату стропами длиной примерно 60 м. Интересно, что «солнечный ветер» так слаб, что парашют наполняется только за ... 80 секунд! Совсем не похоже на хлопающие по ветру обычные паруса.

По другому проекту, разработанному в Лос-Аламосской научной лаборатории под руководством Коттера²⁾, парус из пленки представляет собой плоский диск, натянутый на обруч диаметром примерно 50 м. Запуск на орбиту спутника летательного аппарата с этим парусом (его общий вес равен 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 Пауэлла³⁾ 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 м² должна составлять примерно 180 г. Рис. 92 иллюстрирует еще два проекта «солнечного паруса».

¹⁾ 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).

²⁾ Missiles and Rockets, 29. XII 1958.

³⁾ Spaceflight, X, 1959.

«Солнечные паруса» предполагается использовать для разных целей: стабилизации спутников на орбите (компенсации 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.

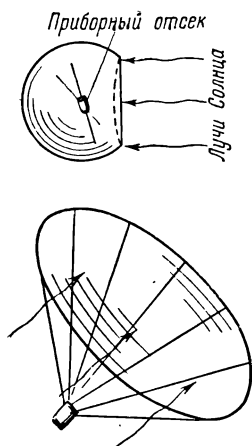


Рис. 92. Космический «солнечный парус». Сверху — по проекту Национального управления по авиации и исследованию космического пространства США (пленка толщиной 0,0125 мм и весом 1 мг/м²; отношение тяги к весу $7 \cdot 10^{-5}$). Снизу — по проекту д-ра Тсю (фирма Вестингауз) (Flight, № 2617, 1959; Spaceflight, X, 1959).

Интересно, что, как и в случае обычных парусных судов, солнечнопарусные 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, уменьша-

ло скорость его движения по орбите вокруг Солнца (рис. 93). Как известно, уменьшение орбитальной скорости приводит к тому, что корабль «теряет высоту», начинает двигаться по ниже расположенной орбите, т. е. перемещаться ближе к Солнцу.

Конечно, идея «солнечного паруса» пока еще является только идеей¹⁾. Для того чтобы ее можно было

¹⁾ Теоретическому рассмотрению этой идеи посвящена, в частности, статья В. И. Левантовского в журнале «Авиация и космонавтика» (XI, 1962); см. также ARS Journal, VI, 1962 и др.

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

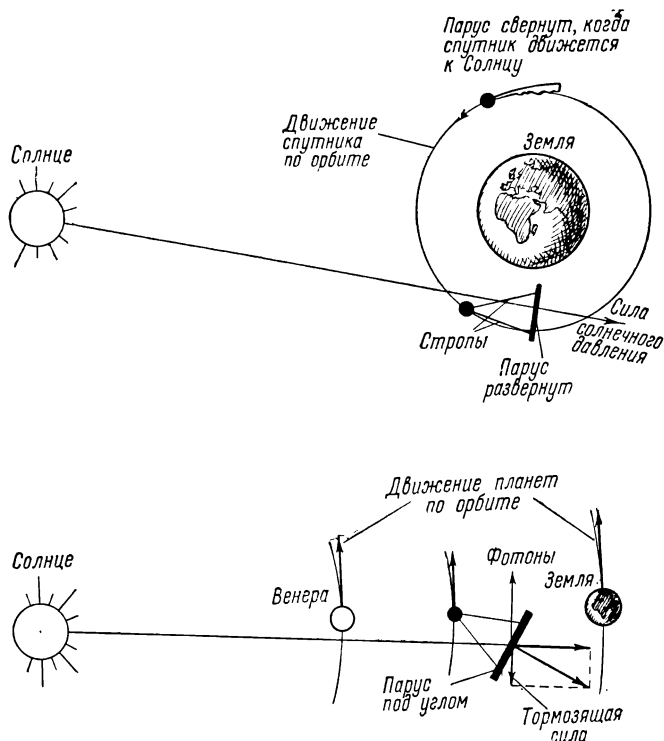


Рис. 93. Силы, действующие на «солнечный парус». Сверху — «солнечный парус» используется для разгона искусственного спутника Земли с целью его перевода на более высоко расположенную орбиту. Снизу — «солнечный» парус может обеспечить движение против «ветра», то есть по направлению к Солнцу (Jet Propulsion, III, 1958).

«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» суда. Ведь и рядом с гигантскими дизель-электроходами на водяной глади можно видеть иной раз изящные очертания парусных яхт.

Конечно, эффективность «солнечного паруса» можно было бы существенно повысить при увеличении количества падающей на него солнечной энергии, т. е. увеличения силы «солнечного ветра». 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 Тихого 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 отчеты¹⁾, а также выданные правительственные контракты на проведение соответствующих исследований²⁾.

Особенно перспективными в этом отношении кажутся проведенные в последние годы работы по созданию так называемых лазеров — квантовомеханических генераторов когерентного света, представляющих 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 даже 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. 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

¹⁾ Aerospace Engineering, IV, 1960, фирма Нортроп.

²⁾ Missiles and Rockets, 24. VIII 1959, фирма Америкен Машин энд Фаундри.

с Земли орбит спутников, и для расположения в космосе лазерных источников «космического ветра», способного надуть паруса межпланетных кораблей «дальнего следования»¹⁾. 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 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. Да и с помощью «парусов» все равно тяга таких двигателей получается очень малой, приобретающей практический смысл только в условиях полета в космосе.

Одним из подобных «активно-парусных» космических кораблей может стать, например, так называемая атомная псевдоракета, о которой уже упоминалось в гл. 3. Если представить себе большую поверхность, например, парашютообразного вида, как это предложено в США²⁾, покрытую изнутри тончайшим слоем радиоактивного изотопа, излучающего альфа-частицы (ядра атомов гелия), то поток отбрасываемых альфа-частиц будет создавать тягу, очень небольшую, но достаточную в ряде

¹⁾ Одному из теоретических аспектов действия «лазерного ветра» посвящено исследование советских ученых Г. Аскарьяна и Е. Мороза («Журнал экспериментальной и теоретической физики», 1963; см. также «Знание — сила», IV, 1963).

²⁾ Flight, 20. III 1959; экспресс-информация «Атомная энергия», 14. V 1961 и др.

случаев¹⁾. По одному из этих проектов при толщине «паруса» 0,03 мм и его весе примерно 45 г/м² тяга, создаваемая слоем полония-210 толщиной 0,65 микрона, на этом «парусе»²⁾ может составлять 5 мг с 1 м² поверхности. Схема такой поверхности представлена на рис. 94.

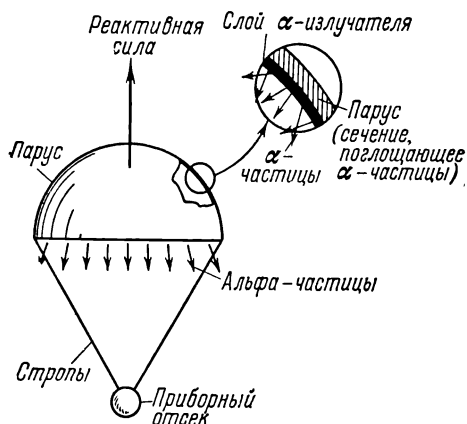


Рис. 94. «Активный» космический парусолет с излучением альфа-частиц (по проекту Управления по авиации и исследованию космического пространства США). Толщина «паруса» 0,3 мм, вес 0,044 кг/м². Тяга 4,9 мг/м², отношение тяги к весу 10⁻⁴ (Flight, № 2617, 1959).

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

¹⁾ 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).

²⁾ Luftfahrttechnik, I, 1961.

сторону (рис. 95). 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.

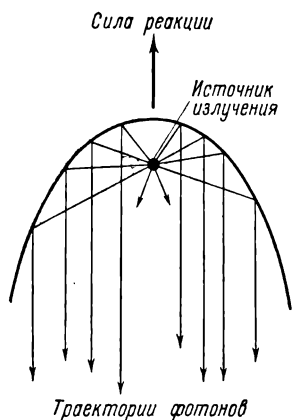


Рис. 95. Прожектор — прототип фотонной ракеты.

Отличался бы наш световой, фотонный или квантовый — называйте как угодно (в зависимости от рода излучаемых квантов электромагнитной энергии) — 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 $3 \cdot 10^7 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, нельзя получить никаким другим способом. Вот что 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 потребной конечной (характеристической) скорости корабля. Вот почему, очевидно, фотонная ракета выгодна там, где потребная 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 бóльшим, 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 ракете 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. Ведь 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°C). 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° K) ¹⁾. 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 ²⁾, должно быть решено немало и других сложнейших проблем.

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

¹⁾ New Scientist, 10. IX 1959.

²⁾ Зенгер предлагает использовать в качестве подобных «зеркал» сталкивающиеся пучки электронов (S ä n g e r 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).

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 неизвестны 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 тысячу киловатт¹⁾. Конечно, квантовой ракете понадобятся еще значительно бóльшие 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 частоты²⁾. 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 цели³⁾.

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 де-

¹⁾ Radio-Electronics, 1961, 32, № 6.

²⁾ Raketentechnik und Raumfahrtforschung, № 2, 1960.

³⁾ См., в частности, статью Э. Зенгепа, *Astronautica acta*, 1962, т. 8, № 6.

ления атомов урана также в этом случае недостаточна, как показывает расчет. С помощью энергии термоядерных реакций можно было бы, пожалуй, осуществить простейший из межзвездных перелетов. 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 столкновении 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.

Легко видеть, что в настоящее время речь может идти лишь об идее квантовой ракеты (рис. 96). Ведь пока еще никто не видел антивещества, неизвестно, как его хранить и подавать в аннигилятор, неизвестно, как 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 продолжительностью 30—40 лет, то есть 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 миллиардов тонн вещества!

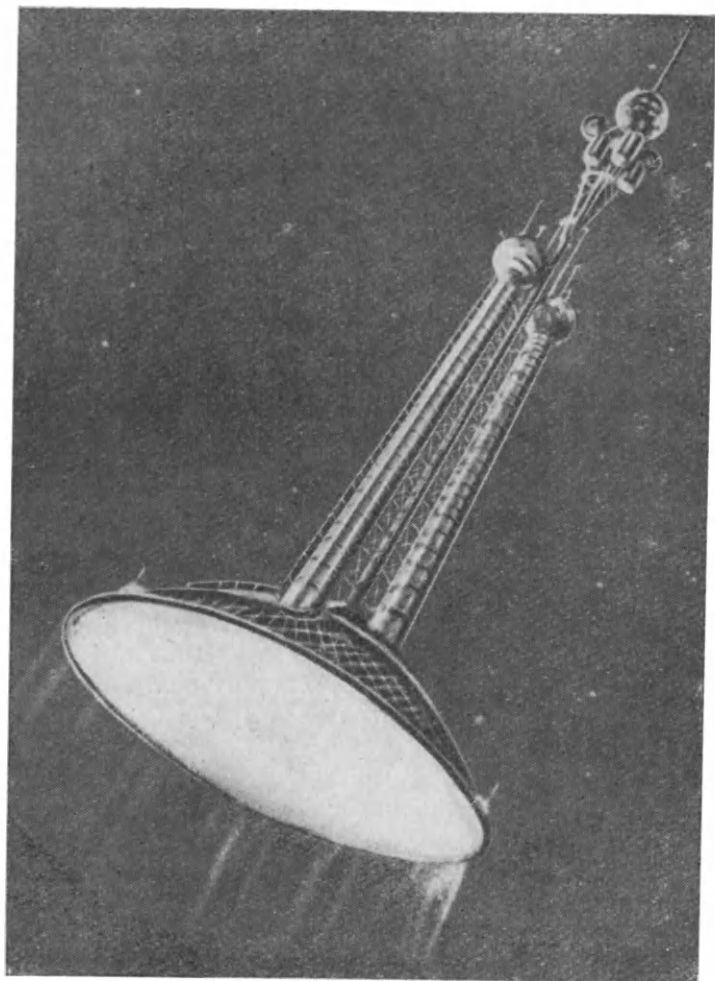


Рис. 96. Так может выглядеть квантовый звездолет (по д-ру Я. Гадомскому, «Młady Technik», Польша).

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.

Передача высокочастотной электромагнитной энергии «без проводов» широко применяется и на Земле, в частности, опубликован ряд проектов передачи ее с поверхности Земли на летательные аппараты, например вертолеты¹⁾. Из числа подобных работ, 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 целей²⁾. Фирма Рейсеон создала специальную мощную лампу «эмплитрон» в качестве генератора микроволновой энергии, которую затем можно

¹⁾ Machine Design, 30. VIII 1962 и др.

²⁾ Electronics, 6. VII 1962.

преобразовывать, например, в тепловую и другие виды энергии.

Ведущую роль в развитии радиоэлектроники больших мощностей играет советская наука. Эти работы ведутся группой ученых во главе с акад. П. Л. Капицей, который создал теорию передачи больших энергий без проводов, разработав для этого необходимые устройства, в частности так называемый планотрон¹⁾).

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 плавают отдельные 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...

¹⁾ «Московская правда», 19 февраля 1963 г. 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 совсем недавно, несколько лет тому 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.

Но, видно, не за горами время, когда новые двигатели проявят себя и на просторах космического пространства. Об этом свидетельствуют не только неоспоримые теоретические преимущества электроракетных двигателей и первые успешные результаты их экспериментального исследования на лабораторных стендах. Может быть, еще более показателен в этом отношении огромный интерес, проявляемый к электроракетным двигателям авиа- 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 внешние 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. 7, 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 электросиловой 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 силовой 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 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 наивыгоднейший 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 стартовый вес корабля получается чрезмерно большим.

Так, по подсчетам ученых¹⁾, при запуске искусственного спутника Земли стартовый вес ракеты превышает вес полезной нагрузки в 150 раз, а уже для случая полета на Луну с возвращением на Землю это соотношение возрастает до 12 000, что практически неосуществимо (12 т на каждый килограмм полезного груза!). Для такого же полета на Марс стартовый вес ракеты должен превосходить вес полезной нагрузки в 24 000 раз. Переход на наиболее теплопроизводительные перспективные химические топлива может уменьшить эти соотношения всего в несколько раз. Зато применение электроракетных двигателей меняет дело радикально, уменьшая соотношения масс со многих тысяч до нескольких единиц. Так невозможное становится возможным.

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

¹⁾ Газета «Труд» 20 апреля 1961 г., статья проф. К. Казанджана.

Штулингером¹⁾). При весе полезной нагрузки 100 т вес 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. Вот что значит удельный импульс ионного двигателя $8000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$, принятый в этом расчете.

Конечно, электроракеты обладают не одними только достоинствами. Так, например, малая тяга и связанная с ней большая продолжительность разгона, происходящего в поле тяготения, приводят к увеличению так называемых гравитационных потерь. Это в свою очередь вызывает увеличение потребной 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 авторов²⁾, 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 бо́льшую по величине тягу, то их применение было бы значительно более выгодным. В этой связи, между прочим, стоит упомянуть одну указывающуюся в зарубежной литературе³⁾ возможность улучшения характеристик электроракеты. Если, допустим, речь идет о переводе спутника на более высокую орбиту, то выгоднее

¹⁾ Astronautics, 1, 1961.

²⁾ IRE Trans. Milit. Electron., 1959, 3, № 2.

³⁾ ARS Journal, 1, 1960.

было бы осуществлять разгон не все время. Применяя аккумулялирование 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.

Интересно, 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. 7, 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 $\frac{1}{5}$. 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 $\frac{1}{2}$, т. е. масса топлива составляет ровно половину от общей стартовой массы ракеты (как показывает теория, этому случаю соответствует, при

данных значениях мощности двигателя и продолжительности полета, максимальное начальное ускорение¹⁾), 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 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 советской космической ракете, стартовавшей 12 февраля 1961 г. в полет к Венере, или станции «Марс-1», отправившейся в свой далекий путь 1 ноября 1962 г. 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,

¹⁾ По Штулингеру и Зейтцу.

или скорости отрыва, равной (у поверхности Земли) $11,2 \text{ км/сек}$. 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 действием тяги двигателя возрастает каждую секунду на $40\text{—}80 \text{ м/сек}$. 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 $11,5 \text{ км/сек}$, т. е. на $4,5 \text{ км/сек}$, а ускорение ракеты составляет $10^{-4} g$, т. е. 1 мм/сек , то, очевидно, разгон корабля с работающим двигателем будет длиться $4,5 \cdot 10^6 \text{ сек}$. 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 анализ¹⁾, 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 круговая скорость. Поскольку двигатель работает непрерывно, то траектория полета корабля превратится в постепенно раскручивающуюся спираль. Один за другим будут наматываться на земной шар витки этой спирали, десятки и сотни витков, вычерчивающих в космосе некое подобие гигантской часовой пружины (рис. 97). Высота корабля над Землей будет постепенно возрастать, а его скорость — уменьшаться. Следует отметить, впрочем, что, как показал теоретический анализ²⁾, 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.

¹⁾ ARS Journal, X, 1959.

²⁾ Journal of the Aerospace Sciences, V, 1959.

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

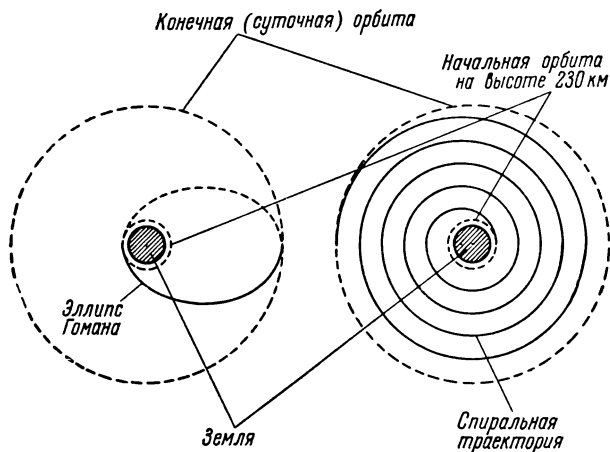


Рис. 97. Переход с низко- на высоколежащую (суточную) орбиту искусственного спутника Земли с помощью ракеты большой и малой тяги. Слева — эллиптическая орбита перехода при большом отношении тяги к весу ракеты. Справа — спиральная орбита перехода при малом отношении тяги к весу (Reprint ARS, № 995, 1959).

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 мм/сек^2 за 6 месяцев полета обеспечит увеличение скорости на 16 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. км¹⁾). Естественно, что траектория такого полета будет уже отличаться от обычного эллипса, характерного для пассивного дрейфа, и будет близка к логарифмической спирали.

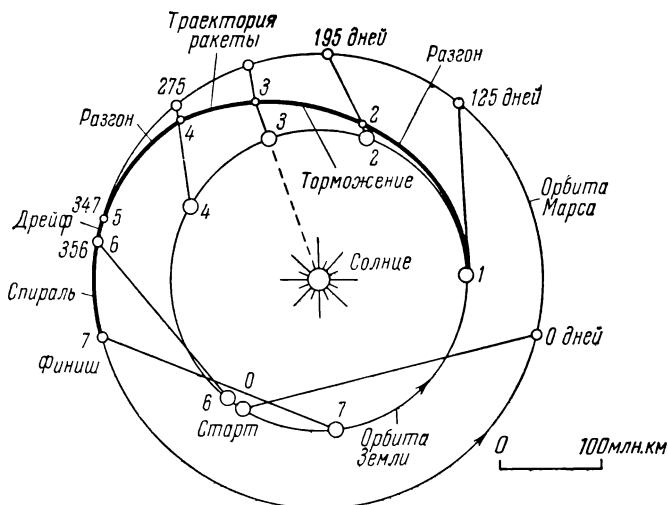
Весьма интересно, что даже при весьма малом ускорении подобный полет может длиться значительно меньше времени, чем пассивный полет термохимической ракеты по наивыгоднейшему эллипсу («эллипсу Гома-на»). Это объясняется существенным уменьшением проходимого пути. Так, для солнечно-парусного корабля (см. гл. 8), который совершает как раз подобный «спиральный» полет (рис. 98) 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 ракеты²⁾). Полет электроракеты с начальным ускорением $0,67 \cdot 10^{-4} g$ займет 401 день.

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

¹⁾ Missiles and Rockets, 4. IV 1960.

²⁾ Spaceflight, X, 1959.



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

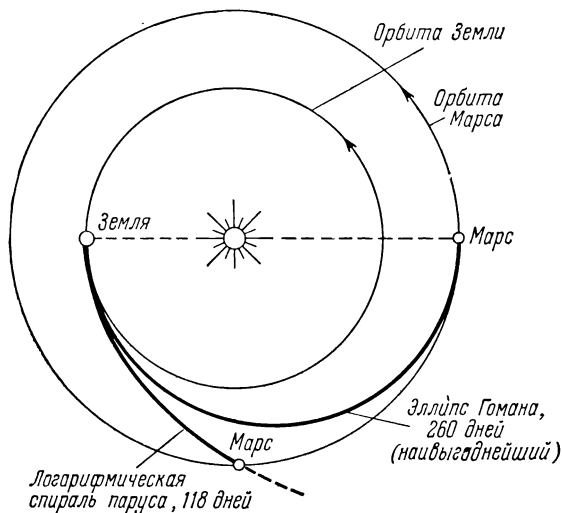


Рис. 98. Траектории полета ракет малой тяги на Марс. Сверху — полет электроракеты, снизу — полет солнечно-парусной ракеты (Spaceflight, X, 1959).

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. 99 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 вокруг орбиты Земли при ее движении относительно Солнца.

Интересно сравнение данных такого полета с двигателями различного типа и одним и тем же полезным грузом 900 кг¹⁾; стартовая орбита находится на высоте 650 км над земной поверхностью, финишная — на высоте 160 км над поверхностью Луны. Термохимическая ракета с удельным импульсом $325 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ будет иметь стартовый вес 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 мин., длительность всего полета примерно 5 дней. Электротермическая ракета с удельным импульсом $1200 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ будет иметь стартовый вес около 3,5 т, из которых вес рабочего вещества составит примерно 1,4 т, т. е. около 40%, тяга двигателя будет равняться всего 1,55 кг, продолжительность его работы 12 дней, а всего полета 19 дней. В случае плазменного электромагнитного двигателя с удельным импульсом $2000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ стартовый вес ракеты составит 2,3 т, из которых вес 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 $5000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ стартовый вес ракеты будет минимальным —

¹⁾ Astronautics, I, 1961.

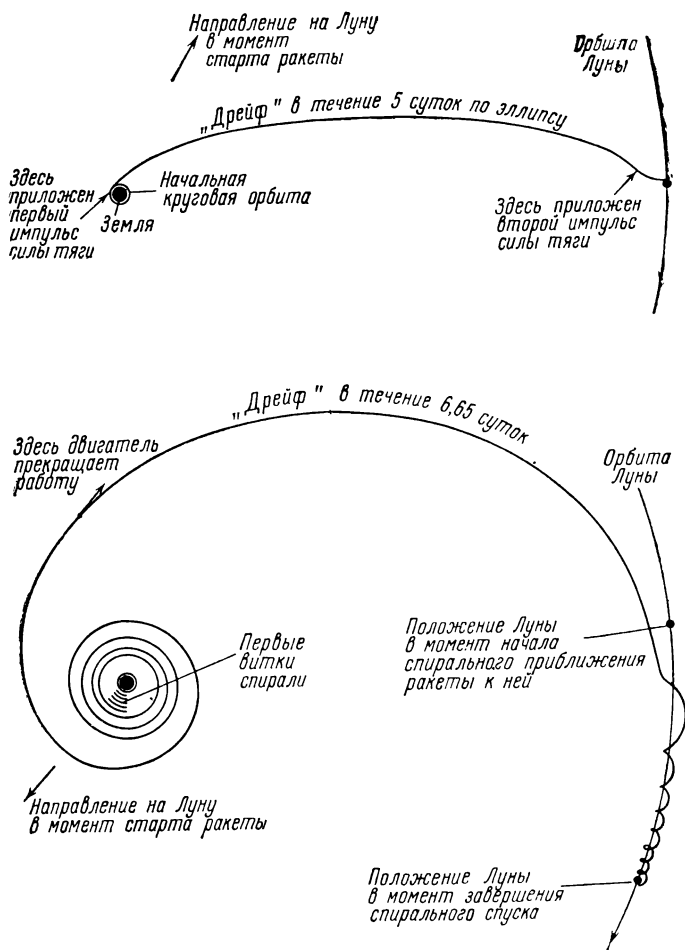


Рис. 99. Траектории полета термохимической ракеты (сверху) и электроракеты с околоземной к окололунной орбите (траектории приведены в системе координат с центром в центре Земли). (Scientific American, III, 1961.)

всего примерно 1,6 т, из которых на долю рабочего вещества придется 135 кг (примерно 8,5 %), тяга будет равняться всего 58 г, продолжительность работы двигателя и всего полета 150 дней.

Увеличение удельного импульса выше $5000 \frac{\text{кг сек}}{\text{кг}}$ для данного случая нецелесообразно, так как вес 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 пересекала плотные слои атмосферы в возможно 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, соответствующей скорости света $\left(3 \cdot 10^7 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}}\right)$.

Другое аналогичное качественное отличие электро-ракет 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 сверхдальних 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 , то есть когда становится существенно отличной от нуля величина отношения $\frac{V}{c}$. 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

$$V = W \ln m \quad \text{или} \quad m = e^{\frac{V}{W}},$$

то в релятивистской механике оно приобретает вид

$$m = \left(\frac{1 + \frac{V}{c}}{1 - \frac{V}{c}} \right)^{\frac{c}{2W}}.$$

Это уравнение, несколько более сложное (оно получено впервые Эно Пельтри в 1930 г. и превращается в уравнение Циолковского при $\frac{V}{c}$, 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 , то есть 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, то есть 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 преобразователя 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» регистрируют «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 ¹⁾! 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 *c* всего примерно на 10^{-13} *c*, 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

¹⁾ По Э. Зенгеу, *Astronautica Acta*, № 2, 1957.

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 не может даже рассматриваться в этих случаях (для достижения скорости, равной половине скорости света, соотношение масс должно равняться 10^{40} ! ¹⁾). 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 ²⁾, 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 ³⁾, 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

¹⁾ Luftfahrttechnik, № 1, 1961.

²⁾ New York Times, 9. XII 1960.

³⁾ 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!

будет длиться 6 лет, тогда как по часам звездоплывателей пройдет 3,6 года ¹⁾). 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 звездоплывателей, 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 ²⁾!

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. 100). Для полета 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 (это приблизительно отвечает достигнутому за рубежом соотношению для космических ракет), то можно определить практически возможную дальность межзвездного полета. По расчетам итальянского профессора Крокко ³⁾), в случае полного использования «эйнштейновской» энергии такой полет может быть осуществлен на расстояние 16 световых лет при разбивке его на 4 участка и на расстояние 34 световых лет 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 значение необходимого количества энергии, которую нужно затратить на совершение дальнего звездного полета, не позволяет использовать замечательные возможности полета со сверхсве-

¹⁾ Astronautica Acta, № 2, 1957.

²⁾ Science, 30. VIII 1957.

³⁾ Missiles and Rockets, IV, 1958.

товой «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

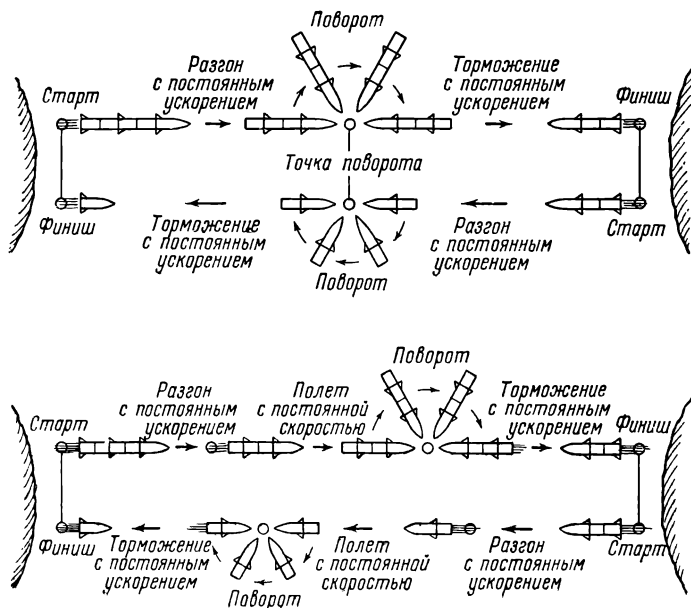


Рис. 100. Космический полет с возвращением, состоящий из четырех (сверху) и шести этапов (Missiles and Rockets, IV, 1958).

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 неясно даже, как именно можно его создать.

Но если уже 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, в связи с идеей сообщения звездолету электрического заряда. 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); конечно, их использование намного расширило бы возможности космонавтики.

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 использования 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 настанет 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», то есть 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.

Проблема энергии — только одна, правда самая важная, трудность на пути осуществления межзвездного полета. Из числа многих других трудностей следует упомянуть о проблеме взаимодействия летящего звездолета со встречным межзвездным веществом. При столь огромных околосветовых относительных скоростях энергии крохотной встречной частицы достаточно для полного разрушения, взрыва корабля. Частицы меньшей массы окажутся столь же опасными для звездоплывателей, как и наиболее жесткие космические лучи. Нужно считаться и с мощнейшим эродирующим действием этих частиц на обшивку корабля: они будут буквально «съедать» обшивку, из каких бы сверхтвердых материалов она ни была изготовлена.

Но можно не сомневаться, что и этот «барьер разрушения», как его окрестили некоторые зарубежные ученые, не остановит человека на пути в глубины

космоса, хотя сейчас еще далеко не ясны пути его преодоления.

Всего примерно четверть века тому назад, в 1936 г., американский профессор Мултон из Чикагского университета писал ¹⁾: «Нужно заявить, что нет ни малейшей возможности межпланетного полета. Нет признаков энергии, необходимой для преодоления земного тяготения. Нет теории, которая вела бы нас в космосе к другому миру. Нет средств перевозки больших количеств кислорода, воды и пищи, необходимых в столь длительном путешествии, неизвестен путь посадки корабля на другой планете».

Стоит ли теперь, после того как первые успешные космические полеты человека стали реальностью, опровергать это утверждение? Оно показывает лишь, что никакой скепсис маловеров не останавливает человека в его борьбе за овладение тайнами природы.

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.

¹⁾ Spaceflight, X, 1956.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Вместо предисловия	3
Глава 1. Могучее семейство	7
Глава 2. Сила и слабость химии	25
Глава 3. Вместо термохимических — электротермические . .	88
Глава 4. Тайны плазмы	115
Глава 5. От «горячего» к «холодному» электричеству . . .	146
Глава 6. Электростанция на ракете	181
Глава 7. Электрические космические корабли	233
Глава 8. Кванты в упряжке	270
Глава 9. К звездам!	292

Карл Александрович Гильзин
Электрические межпланетные корабли

М., 1964 г., 320 стр. с илл.

Редактор *Г. С. Куликов*
Техн. редактор *И. Ш. Аксельрод*
Корректор *Е. А. Белицкая*

Сдано в набор 16/III 1964 г. Подписано к печати
4/VI 1964 г. Бумага 84×108/32. Физ. печ. л. 10.
Условн. печ. л. 16,40. Уч.-изд. л. 16,16. Тираж 15 000 экз.
Т-09107. Цена книги 58 коп. Заказ № 221.

Издательство «Наука».
Главная редакция
физико-математической литературы.
Москва, В-71, Ленинский проспект, 15.

Ленинградская типография № 2
имени Евгении Соколовой
«Главполиграфпрома» Государственного комитета
Совета Министров СССР по печати.
Измайловский проспект, 29.

Цена 58 к.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ КОРАБЛИ