

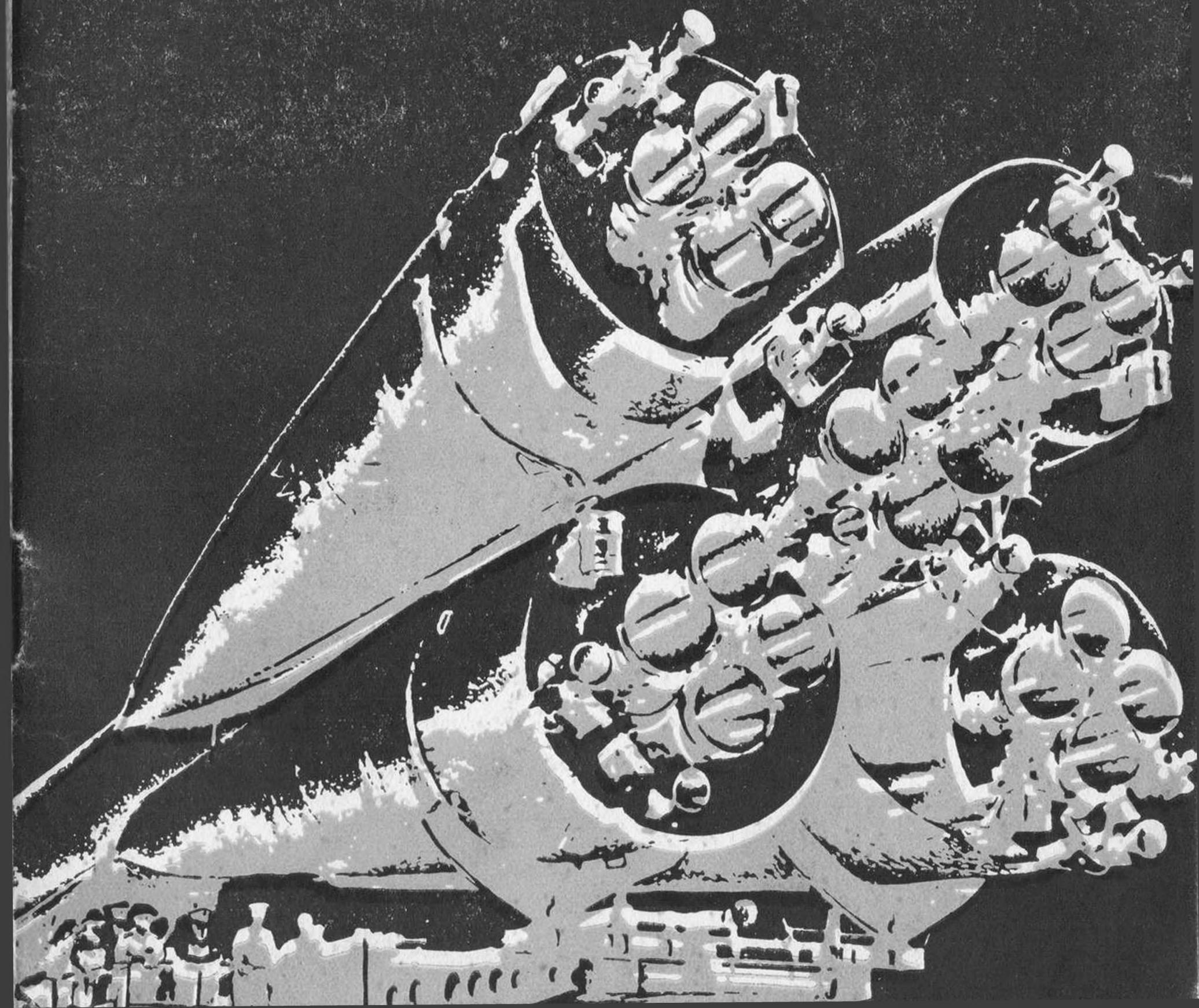
НОВОЕ
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,
ТЕХНИКЕ

ЗНАНИЕ

9/1972

СЕРИЯ
КОСМОНАВТИКА, АСТРОНОМИЯ

Л. А. Гильберг
РАКЕТЫ
И РАКЕТНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ



Л. А. Гильберг

РАКЕТЫ
И РАКЕТНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»
Москва 1972

Гильберг Лев Абрамович

Г47 **Ракеты и ракетные двигатели.** М., «Знание»,
1972,

64 стр. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», № 9).

О ракетных двигателях — могучем сердце ракет и космических аппаратов — рассказано в этой брошюре. Читатель найдет в ней сведения о первых советских ракетных двигателях и их создателях, о мощных современных жидкостных ракетных двигателях, которые дали возможность вывести в космос искусственные спутники Земли и космические корабли с космонавтами на борту, осуществить полеты на Луну, послать на Венеру и Марс автоматические межпланетные станции. В брошюре рассказывается также о ракетных двигателях твердого топлива, атомных ракетных двигателях, об электрических ракетных двигателях, которым в будущем предстоит сыграть большую роль в освоении космического пространства. Впервые в научно-популярной литературе подробно описаны эксперименты советских ученых, производивших с помощью геофизических ракет запуски автоматических ионосферных лабораторий «Янтарь» с плазменно-ионными двигателями для исследования перспектив управляемого полета в верхних слоях атмосферы. Брошюра рассчитана на широкий круг читателей.

2-6-5

т. п. 1972 г. № 36

6Т6

Могучее сердце ракеты

Спутники и лунники, космические корабли «Восток» и «Восход» с космонавтами на борту, автоматические межпланетные станции, космические корабли «Союз» и орбитальная станция «Салют», американские космические аппараты и капсулы с космонавтами, лунные космические корабли «Аполлон» — всех их вынесли на просторы космоса ракетные двигатели.

Мощную современную космическую ракету движет та же сила, что и праздничный увеселительный фейерверк в парке культуры и отдыха — сила реакции газов, вытекающих из сопла ракеты. Вырываясь огненным столбом из ракетного двигателя, они толкают сам двигатель и все, что с ним конструктивно связано, в противоположном направлении.

Ракетный двигатель — могучее сердце ракеты, летательного аппарата, движущегося за счет реактивной силы, возникающей при отбросе части собственной массы. Именно наличие ракетного двигателя и превращает летательный аппарат в ракету.

Космическая ракета представляет собой весьма сложный и совершенный летательный аппарат. Она состоит из собственно ракеты-корпуса, двигателей и их систем, систем управления движением ракеты и полезной нагрузки — космического корабля или космического автоматического аппарата.

Ограниченные энергетические возможности ракетных топлив (подробнее об этом речь впереди) приводят к тому, что для достижения даже первой космической скорости (около 8 километров в секунду) запас топлива для одноступенчатой ракеты должен составлять более 90% (до 95—96%) ее общего веса.

Даже используя новейшие сверхлегкие и сверхпрочные материалы и выдающиеся достижения конструкторской мысли, практически очень трудно создать ракету, у которой вес корпуса, двигателей, различных систем и полезной нагрузки составлял бы всего 5—7% общего веса заправленной топливом ракеты. Поэтому современные космические ракеты-носи-

тели состоят обычно из 2, 3 или 4 ступеней. И каждая ступень имеет свои двигатели. После выработки топлива работающей ступени она отделяется, и двигатели следующей ступени продолжают разгонять облегченную ракету, уже имеющую значительную скорость. Это позволяет многоступенчатой ракете при одинаковых запасах топлива и весе полезной нагрузки развить значительно большую скорость, чем одноступенчатой.

Ракетные двигатели представляют собой могучую ветвь обширного семейства реактивных двигателей, двигателей прямой реакции.

Главное принципиальное отличие любого реактивного двигателя состоит в том, что он непосредственно вырабатывает движение, сам приводит в движение связанный с ним транспортный аппарат без участия промежуточных агрегатов, называемых движителями.

У самолета с поршневым или турбовинтовым двигателем мотор заставляет вращаться воздушный винт, пропеллер, который, врезаясь в воздух, отбрасывает массу воздуха назад и заставляет самолет лететь вперед. В этом случае движителем служит воздушный винт. Аналогично работает гребной винт корабля — только он отбрасывает массу воды. У автомобиля или поезда движителем служит колесо. И только реактивный двигатель не нуждается в опоре в окружающей среде, в массе, от которой отталкивался бы аппарат. Масса, отбрасывая которую назад, реактивный двигатель получает движение вперед, находится в нем самом. Она называется рабочим телом, или рабочим веществом двигателя.

Обычно раскаленные газы, работающие в реактивном двигателе, образуются при сгорании топлива, т. е. при химической реакции бурного окисления горючего вещества. Химическая энергия сгорающих веществ преобразуется при этом в тепловую энергию продуктов сгорания. А тепловая энергия полученных в камере сгорания двигателя горячих газов, которая представляет собой кинетическую энергию теплового движения молекул газа, превращается при его расширении в сопле в механическую энергию поступательного движения ракеты или реактивного самолета.

Для протекания реакции в двигателе должны взаимодействовать два вещества — горючее и окислитель.

К горючим элементам относятся водород, углерод, бор и некоторые металлы — литий, бериллий, алюминий и др. Окислителем являются кислород, фтор, хлор. Причем наиболее сильной способностью к окислению обладают кислород и фтор.

Горючее для реактивного двигателя всегда находится на борту летательного аппарата, а окислитель может также находиться на борту или поступать из окружающего воздуха (кислород). Таким образом, большая группа реактивных дви-

гателей, хотя и вырабатывает движение непосредственно, без специального агрегата, взаимодействующего с окружающей средой — движителя, все же в такой среде нуждается. Этим двигателям нужен воздух или, точнее, кислород воздуха для окисления горючего. Поэтому они называются воздушно-реактивными. Воздушно-реактивными двигателями оснащены реактивные самолеты.

Есть также проекты их использования в первых ступенях ракет — они должны работать в начале полета, пока ракета находится в плотных слоях атмосферы Земли.

Другой класс реактивных двигателей — это двигатели, для которых и горючее и окислитель находятся на борту летательного аппарата. Именно эти двигатели называются ракетными. Они совсем не нуждаются в окружающей среде. Как раз это и делает их пригодными для работы в космосе.

Основной ракетный двигатель наших дней — это двигатель термохимический, т. е. такой двигатель, где для получения движения используется тепловая энергия, а источником тепла служит потенциальная химическая энергия топлива. Возможны, однако, тепловые ракетные двигатели, где источником тепла служит не химическое топливо, а солнечная энергия или ядерная энергия. В них нагревание рабочего тела происходит благодаря концентрации солнечных лучей или за счет тепла, выделяемого при реакции ядерного распада или синтеза. Более того, могут быть ракетные двигатели, не использующие и тепловой энергии — таковы некоторые типы электрических ракетных двигателей, в которых рабочее вещество разгоняется без участия тепла благодаря взаимодействию электрических и магнитных сил. К проектам и опытным образцам нехимических ракетных двигателей мы еще вернемся.

Одна из особенностей химических ракетных двигателей — объединение в одном веществе источника энергии (топлива) и рабочего тела двигателя. Агрегатное состояние этого вещества может быть различным. В ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) — это твердая смесь необходимых веществ. В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) горючее и окислитель хранятся в жидком виде и обычно в отдельных баках, воспламенение горючего происходит в камере сгорания, где оно смешивается с окислителем. Химические ракетные двигатели очень прожорливы. Им необходим большой запас топлива. Современная ракета с жидкостным ракетным двигателем представляет собой огромную летающую цистерну. В некоторых случаях баки с топливом занимают до 90% объема ракеты. Одна из причин этого то, что для ракетного двигателя необходимо запасти на борту и горючее и окислитель. А окислителя требуется во много раз больше, чем горючего. Именно поэтому воздушно-реактивные двигатели за

каждую секунду работы расходуют гораздо меньше запасенного на борту топлива на каждый килограмм тяги двигателя (эта величина называется удельным расходом топлива). Ведь они расходуют только горючее, а кислород для его окисления, как мы уже знаем, поступает из окружающего воздуха. Очень высокий удельный расход топлива химических ракетных двигателей предопределяет кратковременность их работы. Для сколько-нибудь длительной работы ракетного двигателя невозможно запасти топливо на борту ракеты. Далекое не все читатели, вероятно, представляют себе, что маршевый ракетный двигатель лунного космического корабля «Аполлон» рассчитан на работу в течение 750 секунд, т. е. всего 12,5 минуты! Время работы жидкостных ракетных двигателей не превышает обычно 16—17 минут, а двигатели твердого топлива работают, как правило, и того меньше — до 2,5 минуты!

И вот за эти-то короткие мгновения химический ракетный двигатель разгоняет огромную многотонную ракету до чудовищных скоростей. Ведь для вывода искусственного спутника Земли на орбиту ракета должна превысить первую космическую скорость, которая у поверхности Земли составляет 7900 метров в секунду, т. е. больше 28 тысяч километров в час! В 12 раз больше скорости полета сверхзвукового самолета Ту-144! А ведь еще необходим определенный запас скорости, чтобы преодолеть сопротивление атмосферы и достичь заданной высоты. Для полетов на Луну, Марс, Венеру нужна еще значительно большая скорость, которая превышала бы вторую космическую (11 190 метров в секунду у поверхности Земли).

Для получения высоких гиперзвуковых (больших сверхзвуковых) и космических скоростей нужны двигатели, развивающие большую силу тяги, т. е. силу, толкающую ракету. В этом отношении химические ракетные двигатели вне конкуренции. Так, тяга одного из пяти жидкостных ракетных двигателей, установленных на первой ступени ракеты-носителя «Сатурн-5», с помощью которой запускаются к Луне космические корабли «Аполлон», составляет 690 тонн; выпускаются ракетные двигатели твердого топлива, имеющие тягу более 1000 тонн каждый.

Наряду с наличием всех компонентов топлива — рабочего тела на борту ракеты большая сила тяги химических ракетных двигателей — важнейшее условие, которое делает их пригодными для полетов в космос.

Благодаря чему получают в ракетных двигателях большую тягу?

Как мы уже говорили, движение ракеты возникает при отбрасывании рабочего вещества. Далекое не безразлично, с какой скоростью истекает из сопла реактивного двигателя рабочее тело. Физический закон сохранения количества дви-

жения говорит о том, что количество движения ракеты (произведение ее массы на скорость, с которой она летит) будет равно количеству движения рабочего тела. Значит, чем больше масса выбрасываемых из сопла газов и скорость их истечения, тем больше тяга двигателя, тем бóльшую скорость можно придать ракете, тем больше может быть ее масса и полезная нагрузка.

В большом ракетном двигателе за несколько минут работы перерабатывается и с большой скоростью выбрасывается из сопла огромное количество топлива — рабочего тела. Чтобы увеличить скорость и массу ракеты, кроме разделения ее на ступени, есть только один способ — увеличение тяги двигателей. А повысить тягу, не увеличивая расхода топлива, можно только наращивая скорость истечения газов из сопла.

Существует в ракетной технике понятие удельной тяги ракетного двигателя. Удельная тяга — это тяга, получаемая в двигателе при расходе 1 кг топлива за 1 секунду.

Удельной тяге идентичен удельный импульс — импульс, развиваемый ракетным двигателем на каждый килограмм расходуемого топлива (рабочего тела). Удельный импульс определяется отношением тяги двигателя к массе топлива, расходуемого за 1 секунду. Удельный импульс — наиболее важная характеристика ракетного двигателя.

Удельный импульс двигателя пропорционален скорости истечения газов из сопла. Увеличение скорости истечения позволяет снизить расход топлива на 1 кг тяги, развиваемой двигателем. Чем больше удельная тяга, чем больше скорость истечения рабочего тела, тем экономичнее двигатель, тем меньше топлива нужно ракете для совершения одного и того же полета.

А скорость истечения непосредственно зависит от кинетической энергии движения молекул газа, от его температуры и, следовательно, от калорийности (теплотворной способности) топлива. Естественно, чем выше калорийность, энергопроизводительность топлива, тем меньше его нужно для совершения одной и той же работы.

Но скорость истечения зависит не только от температуры, она возрастает с уменьшением молекулярного веса рабочего вещества. Кинетическая энергия молекул при одной и той же температуре обратно пропорциональна их молекулярному весу. Чем меньше молекулярный вес топлива, тем больше объем газов, образующихся при его сгорании. Чем больше объем газов, образующихся при сгорании топлива, тем больше скорость их истечения.

Поэтому водород в качестве компонента ракетного топлива выгоден вдвойне — из-за высокой теплотворной способности и малого молекулярного веса.

Весьма важная характеристика ракетного двигателя —

его удельная масса, т. е. масса двигателя, приходящаяся на единицу его тяги. Ракетный двигатель должен развивать большую тягу и в то же время быть очень легким. Ведь подъем каждого килограмма нагрузки в космос дается дорогой ценой, и если двигатель будет тяжелым, то он будет поднимать главным образом самого себя. Большинство реактивных двигателей вообще имеет относительно небольшую удельную массу, но особенно хорош этот показатель у жидкостных ракетных двигателей. Это связано с простотой их устройства.

РДТТ и ЖРД

Немного истории

Ракетный двигатель твердого топлива — старейший из ракетных двигателей. Более того, это вообще старейший тепловой двигатель. Первые пороховые ракеты появились еще в древнем Китае. На протяжении сотен лет пороховые ракеты применялись на Востоке, а затем в Европе как фейерверочные, сигнальные, боевые. Уже примерно в 1680 году в Москве было открыто «ракетное заведение», изготавливавшее значительное количество пороховых ракет. В XVIII—XIX веках пороховые ракеты состояли на вооружении русской армии и флота. В начале XIX века новые образцы боевых ракет и легкие пусковые установки к ним создал генерал А. Д. Засядко, который был инициатором широкого внедрения в русскую армию ракетного оружия. Поборником ракетного оружия был генерал К. И. Константинов, ученый-артиллерист, руководитель Петербургского ракетного завода, автор вышедшего в 1861 году фундаментального труда «О боевых ракетах».

Несколькими страницами ранее мы с вами говорили о равенстве количества движения ракеты и вытекающих из сопла газов. В книге «Артиллерия», изданной в Петербурге в 1857 году, К. И. Константинов писал: «В каждый момент горения ракетного состава количество движения, сообщаемого ракете, равно количеству движения истекающих газов». (Впоследствии, независимо от Константинова, это равенство определил К. Э. Циолковский и вывел из него основное уравнение ракетодинамики.)

Начиная с середины XIX века появляются и первые предложения русских изобретателей и ученых об использовании ракетных двигателей на летательных аппаратах. К 1849 году относится предложение военного инженера И. И. Третеского о летательных аппаратах легче воздуха, которые могут двигаться при помощи реакции струи газа или пара. В 1866 году предложил реактивный аэростат адмирал русского флота

Н. М. Соковнин. Патент на реактивный самолет типа «Дельта» был выдан в 1867 году отставному капитану артиллерии Н. А. Телешову. В 1887 году в своей брошюре «Общее основание устройства воздухоплавательного парохода (паролета)» проект летательной машины с паровым реактивным двигателем предложил киевский изобретатель Ф. Р. Гешвенд.

Автором первого в мире проекта ракетного аппарата для полета человека был Николай Иванович Кибальчич, известный русский революционер-народоволец, казненный за покушение на царя. В марте 1861 года, находясь в тюрьме перед казнью, этот человек большого таланта и огромного мужества разработал «Проект воздухоплавательного прибора», в котором рассматривались устройство порохового ракетного двигателя, управление аппаратом путем изменения угла наклона двигателя, обеспечение устойчивости аппарата и другие технические вопросы. Научный подвиг Кибальчича увековечен в космосе. Его именем назван один из кратеров на обратной стороне Луны.

Уже через два года после казни Кибальчича впервые обращается к ракетами и космосу наш великий соотечественник, отец космонавтики Константин Эдуардович Циолковский. В работе «Свободное пространство» в 1883 году он впервые описывает свой космический корабль с ракетным двигателем. А в 1903 году в майском номере журнала «Научное обозрение», выходившего в Петербурге, была опубликована классическая работа К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В ней впервые излагались основные законы теории полета ракеты, были обоснованы возможности использования ракет для межпланетных полетов, описывалось устройство ракеты. Константин Эдуардович Циолковский уже в этой работе впервые в мире выдвинул основные положения теории жидкостных ракетных двигателей и предложил основные элементы устройства ракетного двигателя на жидком топливе. В последующих работах Циолковский выдвинул еще немало блестящих технических идей, которые до сих пор находят широкое применение при создании космических ракет и аппаратов, ракетных двигателей.

Наряду с Циолковским в конце XIX и первых десятилетиях XX века над проблемами реактивного полета, и в частности ракетных двигателей, работали и многие другие русские ученые и изобретатели. В 1882—1884 годах, исследуя вопросы энергетики реактивных двигателей, С. С. Неждановский рассмотрел (в одной из своих рукописей) применение в качестве источника энергии для ракетного двигателя взрывчатой смеси двух жидкостей — керосина (горючего) и азотной кислоты (окислителя). Крупный ученый И. В. Мещерский в своих работах, посвященных механике тел переменной массы (1897—1904 годы), изложил основные уравнения раке-

тодинамики. Известен вклад в решение различных проблем реактивного движения изобретателя А. П. Федорова, «отца русской авиации» Н. Е. Жуковского, талантливого популяризатора науки Я. И. Перельмана.

В 1917—1919 годах молодой талантливый исследователь Ю. В. Кондратюк разработал ряд важных проблем ракетного движения. В работах «Тем, кто будет читать, чтобы строить» и «Завоевание межпланетных пространств» (1929 год) он вывел своим, оригинальным методом основные уравнения движения ракеты. В ряде вопросов его работы не только повторили, но и дополнили труды Циолковского. Он рассматривал энергетически наиболее выгодные траектории космических полетов, теорию многоступенчатых ракет, использование промежуточных заправочных ракетных баз, торможение атмосферой и др. Интересно, что еще в то время Кондратюк предложил при полетах к Луне выходить на орбиту искусственного спутника Луны и затем отделять лунный взлетно-посадочный аппарат. Он указывал, что энергетически это выгодно. Ю. В. Кондратюк предложил использовать в ракетных двигателях в качестве горючего некоторые металлы, металлоиды и их водородные соединения, в частности бороводороды.

Всю свою сознательную жизнь посвятил решению проблем ракетной техники и космических полетов советский ученый и изобретатель Ф. А. Цандер. С 1907 года он начал проводить свои теоретические исследования, а позже и инженерные расчеты в этой области. Его основная идея — сочетание ракеты с самолетом для взлета с Земли и затем сжигание металлических частей самолета в двигателе ракеты для увеличения дальности ее полета. Проект межпланетного корабля-аэроплана был представлен Цандером в 1921 году в докладе на Московской конференции изобретателей, а в 1924 году опубликован в журнале «Техника и жизнь» в статье «Перелеты на другие планеты».

Ф. А. Цандер рассматривал вопросы использования атмосферы при взлете и посадке ракет, возможность использовать давление света для полета в космическом пространстве, определял возможные траектории полета космических кораблей. В вышедшей в 1932 году книге Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» были собраны его исследования конструкций космических аппаратов, проведены поиски оптимальных термодинамических циклов ракетных и воздушно-реактивных двигателей, внесены предложения по сжиганию некоторых металлов и их сплавов в ракетных двигателях. Ряд термодинамических расчетов ракетных двигателей, выполненных Цандером, был опубликован после его смерти. Цандер не ограничился областью теории и расчетов. В 1930 году им был построен первый советский лабораторный

реактивный двигатель ОР-1, работавший на бензине и сжатом воздухе. Он развивал тягу 145 граммов. Цандер участвовал в ряде разработок ГИРДа (группы изучения реактивного движения), одним из организаторов которого он был.

Московский и Ленинградский ГИРДы были созданы осенью 1931 года при Осоавиахиме. Они на общественных началах объединяли энтузиастов ракетного дела. Вместе с Цандером активное участие в организации Московской группы принимал Сергей Павлович Королев, впоследствии академик, выдающийся конструктор ракетно-космических систем. Кроме них, в Московском ГИРДе работали: известный специалист по аэродинамике и математике В. П. Ветчинкин, М. К. Тихонравов, Ю. А. Победоносцев, И. А. Меркулов, Б. И. Черановский и другие.

В Ленинградском ГИРДе сотрудничали профессор Н. А. Рынин — декан факультета воздушных сообщений Ленинградского института путей сообщения, создатель уникальной энциклопедии межпланетных сообщений, изданной в девяти книгах в 1928—1932 годах, ученый-популяризатор Я. И. Перельман, инженеры В. В. Разумов, А. Н. Штерн, Е. Е. Чертовской, В. И. Шорин и другие. В Ленинградском ГИРДе разрабатывались небольшие экспериментальные ракеты.

Московская группа изучения реактивного движения, которую в конце 1931 года возглавил С. П. Королев, вскоре была переименована в Центральную. ГИРДом называлась также созданная в июне 1932 года в Москве Центральным Советом Осоавиахима научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по разработке ракет и двигателей. Ее начальником был назначен С. П. Королев, а в штаты нового ГИРДа были приняты многие мисгирдовцы. В ГИРДе были построены сконструированные Цандером ракетные двигатели ОР-2 и «10». ОР-2 был испытан на бензине и жидком кислороде в марте-апреле 1933 года.

17 августа 1933 года в Нахабино под Москвой взлетела в небо первая советская ракета с жидкостным ракетным двигателем, который работал на железобразном бензине и жидком кислороде и в течение 10 секунд развивал тягу 25—33 килограмма. Длина ракеты составляла 2,4 метра, стартовый вес — 19 килограммов, запас топлива — 5 килограммов. Эта ракета «ГИРД-09» была создана гирдовцами под руководством М. К. Тихонравова, ныне доктора технических наук, лауреата Ленинской премии, Героя Социалистического Труда. Ракета «09» поднялась на 400 метров. В 1934 году она была изготовлена в усовершенствованном варианте небольшой серией и совершила ряд успешных полетов, поднимаясь на высоту до 1500 метров. 25 ноября 1933 года гирдовцы запустили новую ракету «ГИРД-Х», сконструированную под руководством



Рис. 1. Перед запуском ракеты «ГИРД-Х».

Ф. А. Цандера. Ее двигатель работал на спирте и жидком кислороде и в течение 20—22 секунд развивал тягу до 65 килограммов. Гирдовцы разработали также проекты ряда других жидкостных ракетных двигателей, баллистических и крылатых ракет, проводили эксперименты по сжиганию металлического горючего в воздухе, разработали (под руководством Ю. А. Победоносцева) проект прямоточного воздушно-реактивного двигателя и сверхзвуковую аэродинамическую трубу. ГИРД под руководством С. П. Королева внес большой вклад в развитие советского ракетостроения. В конце 1933 года ГИРД объединен с ГДЛ (Газодинамической лабораторией) — первой советской ракетной научно-исследовательской организацией. Так возник РНИИ — первый в мире Реактивный научно-исследовательский институт. Но вначале о Газодина-

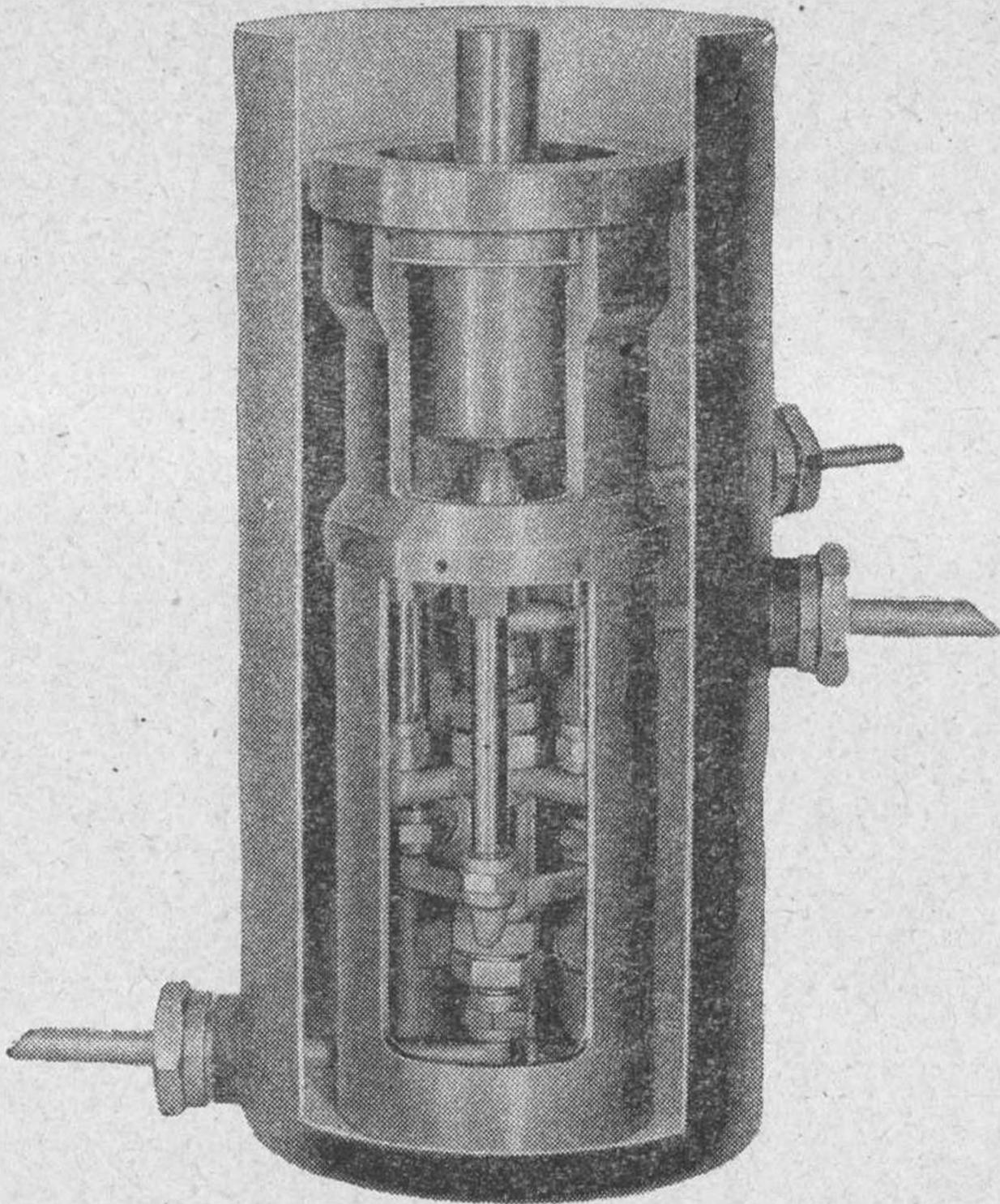


Рис. 2. Первый советский жидкостный ракетный двигатель ОРМ-1 конструкции В. П. Глушко (1930—1931 гг.)

мической лаборатории — организации, чей вклад в советское ракетное двигателестроение огромен.

ГДЛ была создана в 1921 году по инициативе и под руководством Н. И. Тихомирова для разработки ракетных снарядов на бездымном порохе. Размещалась она вначале в Москве, а затем в Ленинграде. Лаборатория была подчинена Военно-научно-исследовательскому комитету при Реввоенсовете СССР. В лаборатории выдающимися инженерами Б. С. Петропавловским, Г. Э. Лангемаком, В. А. Артемьевым, И. Т. Клейменовым, Л. Э. Шварцем и другими были созданы ракетные снаряды различных калибров на бездымном порохе для армии и авиации, которые успешно прошли испытания в 1933 году. Именно эти снаряды после некоторой доработки превратились в грозные «Катюши» — гвардейские реактивные минометы, сыгравшие немалую роль в Великой Отечественной войне 1941—1945 годов.

В мае 1929 года в ГДЛ по инициативе В. П. Глушко (ныне академик, дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий) был создан отдел, в котором под его руководством разрабатывались ракеты, первые советские жидкостные ракетные двигатели, первый в мире электротермический ракетный двигатель. В 1930 году здесь впервые было предложено использовать в качестве окислителей для топлива жидкостных ракетных двигателей азотную кислоту, ее растворы с четырехокисью азота, хлорную кислоту, перекись водорода и др., а в качестве горючего — бериллий и др. Впервые было предложено и трехкомпонентное топливо — бериллий с кислородом и водородом. В 1930—1931 годах в ГДЛ были спроектированы и построены первые в СССР стендовые жидкостные ракетные двигатели: ОРМ (опытный ракетный мотор), ОРМ-1, ОРМ-2. ОРМ испытывался на заранее приготовленной смеси окислителя и горючего (растворы толуола, бензина в четырехокиси азота), в ОРМ-1 и ОРМ-2 жидкие окислитель и горючее подавались в камеру сгорания отдельно. ОРМ-1 развивал на кислороде и бензине тягу до 20 килограммов, работал также на четырехокиси азота и толуоле. В 1931 году было произведено до 50 стендовых огневых испытаний этих двигателей. В 1932—1933 годах была создана и испытана целая серия опытных ракетных моторов вплоть до ОРМ-52. В качестве окислителя использовались жидкий кислород, азотная кислота, четырехокись азота, в качестве горючего — бензин, бензол, толуол, керосин. Официальные статочные испытания прошли в 1933 году двигатели ОРМ-50, развивавший тягу 150 килограммов, и ОРМ-52 с тягой 250—300 килограммов. Топливо этих двигателей — азотная кислота и керосин, зажигание — химическое.

В ГДЛ впервые удалось успешно разрешить многие практические вопросы создания жидкостных ракетных двигателей. Кроме химического зажигания с использованием самовоспламеняющегося топлива, здесь еще ранее испытывалось пиротехническое зажигание, была применена керамическая теплоизоляция камер сгорания двуокисью циркония, создано профилированное сопло, предложена карданная подвеска двигателя. В 1931—1932 годах в ГДЛ были созданы и испытаны поршневые топливные насосы, приводимые в действие газом, отбираемым из камеры сгорания двигателей, а в 1933 году разрабатывался турбонасосный агрегат с центробежными насосами для подачи топлива в двигатель.

В ГДЛ были разработаны также как пороховые, так и жидкостные ракетные двигатели для облегчения взлета самолетов. Пороховые ускорители успешно испытывались на самолетах различных классов — от легких самолетов У-1 до тяжелых бомбардировщиков ТБ-1. Полный цикл испытаний



Рис. 3. Мемориальная доска на здании Иоанновского рavelина Петропавловской крепости в Ленинграде.

самолетов с ракетным стартом на Комендантском аэродроме под Ленинградом дал блестящие по тем временам результаты. Применение стартовых ракет сократило разбег при взлете самолета ТБ-1 на 77%.

В первые три десятилетия нашего века ряд теоретических и экспериментальных работ по ракетной технике был выполнен и за рубежами нашей Родины. Так, в 1913, 1928 и 1930 годах были опубликованы посвященные теории реактивного движения труды известного французского ученого и изобретателя в области авиации, летчика Р. Эно-Пельтри. В 1919 году в США опубликован труд по ракетной технике

Р. Годдарда, ему же принадлежит ряд патентов на изобретения в этой области. В 1926 году Годдард произвел первый в мире запуск небольшой ракеты на жидком топливе. Она поднялась на 12,5 метра, полет продолжался 2,5 секунды. В Германии книга о ракетах для межпланетных путешествий была опубликована Г. Обертом в 1923 году. Им проводились в 1929—1930 годах экспериментальные работы над жидкостными ракетными двигателями.

Создание в конце 1933 года РНИИ дало новый толчок развитию ракетостроения в нашей стране. Коллектив института поддерживал тесную связь с К. Э. Циолковским. В 1934—1938 годах были произведены экспериментальные полеты многих ракет, созданных в РНИИ.

Специалисты, пришедшие в РНИИ из ГДЛ, разработали в эти годы под руководством В. П. Глушко целую серию экспериментальных двигателей — от ОРМ-53 до ОРМ-102, в которых в качестве окислителя использовались азотная кислота и тетранитрометан, и первый советский газогенератор ГГ-1. Этот газогенератор непрерывно работал часами на азотно-кислотно-керосиновом топливе с водой при температуре 580°C и давлении 25 атмосфер. В 1936 году прошел официальные испытания двигатель ОРМ-65 — наиболее совершенный двигатель своего времени. Он работал на азотной кислоте и керосине, тяга ОРМ-65 могла регулироваться в пределах от 50 до 175 килограммов. В 1937—1938 годах двигатель прошел 30 огневых наземных испытаний на ракетопланере РП-318-1 и 13 таких же испытаний на крылатой ракете «212». В 1939 году ракета «212» с двигателем ОРМ-65 дважды испытывалась в полете. Конструктором ракеты «212» и ракетопланера РП-318-1 был С. П. Королев. В 1940 году летчик В. П. Федоров совершил полет на этом ракетопланере с установленным на нем двигателем РДА-1-150 — модификацией ОРМ-65. В 1941—1942 годах в РНИИ был создан новый жидкостный ракетный двигатель Д1-А-1100, развивавший номинальную тягу 1100 килограммов. Он также работал на керосине и азотной кислоте. Он был установлен на самолете БИ-1, разработанном в те же годы А. Я. Березняком и А. М. Исаевым, под руководством главного конструктора В. Ф. Болховитинова.

БИ-1 — первый советский самолет с жидкостным ракетным двигателем. Он весил при взлете 1,5 тонны (в том числе 500 килограммов топлива). 15 мая 1942 года летчик Г. Я. Бахчиванджи совершил на этом самолете первый полет. В ряде испытательных полетов БИ-1 летал со скоростью 800 километров в час.

В 1939 году В. П. Глушко, руководившим ранее работами по жидкостным ракетным двигателям в ГДЛ и РНИИ, была создана самостоятельная организация, превратившаяся в

1941 году в опытно-конструкторское бюро по жидкостным ракетным двигателям. Здесь в 40-х годах было разработано семейство авиационных ЖРД: РД-1 — РД-3. Вспомогательные самолетные ЖРД имели тягу от 300 до 900 килограммов, тяга могла регулироваться, число повторных запусков было не ограничено. Эти двигатели в 1943—1946 годах испытывались на самолетах Пе-2 В. М. Петлякова, Ла-7Р и 12ОР С. А. Лавочкина, Як-3 А. С. Яковлева, Су-6 и Су-7 П. О. Сухого. Опыт, накопленный при разработке семейства авиационных ЖРД, послужил фундаментом для создания в ГДЛ-ОКБ мощных ракетных двигателей, установленных на большинстве советских внутриконтинентальных и межконтинентальных ракет и на всех геофизических и космических ракетах, запускавшихся в СССР до конца 1970 года.

После Великой Отечественной войны развитие советской ракетно-космической техники шло быстрыми темпами. Уже с 1949 года в нашей стране начались регулярные запуски геофизических и метеорологических ракет. В течение нескольких лет был решен целый ряд сложнейших научно-технических проблем — созданы мощные и совершенные ракетные двигатели и ракеты-носители, сконструированы системы автоматического управления полетом ракет, построены наземные стартовые и командные комплексы.

4 октября 1957 года на весь мир прогремела весть о грандиозном достижении советской науки и техники — запуске первого в истории человечества искусственного спутника Земли. Это было началом космической эры человечества. Затем последовали новые запуски ракет и спутников, была достигнута вторая космическая скорость и отправились в полет первые межпланетные станции.

12 апреля 1961 года впервые сын Земли поднялся в просторы Космоса. Юрий Алексеевич Гагарин на космическом корабле «Восток» совершил свой дерзкий исторический полет, восславив мощь человеческого разума, величие и могущество нашей социалистической Родины.

Вслед за полетом Юрия Гагарина последовали десятки и сотни новых космических стартов. Космические корабли все больше совершенствовались. На смену «Востокам» и «Восходам» пришли многоместные, гораздо более просторные «Союзы», американские космонавты совершили несколько лунных рейсов на кораблях «Аполлон», поднялась на околоземную орбиту первая космическая орбитальная станция «Салют», советские автоматические станции систематически исследуют Луну, Венеру, Марс. Новые спутники, космические корабли и межпланетные автоматические станции, как правило, имеют все больший вес и габариты.

Даже на Марс уже отправлены пятитонные советские посланцы «Марс-2» и «Марс-3».

Для запуска новых тяжелых космических аппаратов созданы новые совершенные ракеты-носители, новые мощные жидкостные ракетные двигатели — ЖРД. (Основным двигателем космических ракет и космических летательных аппаратов был и остается ЖРД).

Как же устроен современный жидкостный ракетный двигатель?

Современные ЖРД

Для устройства и работы ЖРД огромное значение имеет топливо, на котором работает двигатель. Химическим ракетным топливом могут служить вещества, находящиеся в разном агрегатном состоянии. Как следует из самого названия ЖРД, эти двигатели работают на топливе, которое представляет собой жидкость.

Требования, предъявляемые к жидким ракетным топливам, очень высокие. Прежде всего, как и любое ракетное топливо, оно должно иметь очень хорошие энергетические характеристики, чтобы обеспечить высокий импульс. Топливо должно также иметь по возможности большую плотность, что важно для получения высоких скоростей и уменьшения габаритов и веса ракетного аппарата. Свойства топлива должны обеспечивать достаточно полное его сгорание, чтобы избежать больших потерь топлива при работе двигателя. Весьма важны также и другие характеристики — топливо не должно быть склонным к взрыву, быть по возможности менее агрессивным к материалам, из которых изготовлены двигатель и баки, менее токсичным и т. д. Как правило, топливо ЖРД используют и для охлаждения двигателя (об этом ниже), поэтому важна его теплопроводность и теплоемкость. При малой вязкости и небольшом поверхностном натяжении жидкости компоненты топлива лучше дробятся на мельчайшие капельки в камере двигателя, что, как мы увидим, весьма существенно.

Известны топлива, которые выделяют энергию при реакции разложения, например, перекись водорода, гидразин. Они, естественно, состоят из одного компонента, одной жидкости.

Однако наиболее широко применяются в ракетной технике химические топлива, выделяющие энергию при реакции горения. Они состоят из окислителя и горючего. Такие топлива могут быть тоже однокомпонентными, т. е. представлять собой одну жидкость. Это может быть вещество, в молекулу которого входят как окислительные, так и горючие элементы, например нитрометан, или смесь окислителя и горючего, или раствор горючего в окислителе. Однако такие топлива обычно склонны к взрыву и малоупотребительны. Подав-

ляющее большинство жидкостных ракетных двигателей работает на двухкомпонентном топливе. Окислитель и горючее хранятся в отдельных баках, и их смешение происходит в камере двигателя. Окислитель обычно составляет большую часть массы топлива — его расходуется в 2—4 раза больше, чем горючего. В качестве окислителей чаще всего применяются жидкий кислород, четырехокись азота, азотная кислота, перекись водорода. Как горючее используются керосин, спирт, гидразин, аммиак, жидкий водород и др.

На ранней стадии развития ракетной техники в Германии и США применялась топливная пара — жидкий кислород и этиловый спирт. Однако это топливо имеет сравнительно низкую теплопроизводительность и было вытеснено более эффективным ракетным топливом, состоящим из жидкого кислорода и керосина. На этом топливе работает советская ракетаноситель «Восток», обеспечившая запуск многих наших космических кораблей с космонавтами на борту. На этом же топливе работают двигатели американских ракет «Атлас», «Титан», первой ступени ракеты «Сатурн-5», с помощью которой запускались на Луну космические корабли «Аполлон». Топливо, состоящее из жидкого кислорода и керосина, хорошо освоено в производстве и эксплуатации, надежно и дешево. Оно широко применяется в ЖРД.

В качестве горючего нашел применение несимметричный диметилгидразин. Это горючее в паре с окислителем — жидким кислородом используется в двигателе РД-119, широко применяемом при запуске спутников «Космос». В этом двигателе достигнут наибольший удельный импульс для ЖРД, работающих на кислороде и высококипящих горючих.

Наиболее эффективное из широко применяемых в настоящее время ракетных топлив — жидкий кислород плюс жидкий водород. Оно применяется, например, в двигателях второй и третьей ступени ракеты «Сатурн-5».

Поиски новых, все более эффективных ракетных топлив продолжаются постоянно. Много работают ученые и конструкторы, чтобы использовать в ЖРД фтор, который обладает более сильным окислительным действием, чем кислород. Образующиеся с применением фтора топлива позволяют получить наибольший удельный импульс для ЖРД и имеют высокую плотность. Однако использование его в ЖРД затруднено высокой химической агрессивностью и токсичностью жидкого фтора, высокой температурой сгорания (более 4500°C) и дороговизной.

Тем не менее в ряде стран ведутся разработки и стендовые испытания ЖРД на фторе. Впервые предложил использовать жидкий фтор для ЖРД еще Ф. А. Цандер в 1932 году, а в 1933 году В. П. Глушко предложил в качестве окислителя смесь жидкого фтора и жидкого кислорода.

Многие топлива на основе фтора самовоспламеняются при смешении окислителя и горючего. Самовоспламеняются и некоторые топливные пары, не содержащие фтора. Самовоспламенение — большое достоинство топлива. Оно позволяет упростить конструкцию ЖРД и повысить его надежность. Некоторые топлива становятся самовоспламеняющимися при добавлении катализатора. Так, если к окислителю — жидкому кислороду — добавить сотые доли процента фтористого озона, то сочетание этого окислителя с керосином становится самовоспламеняющимся.

Самовоспламенение топлива (если оно не самовоспламеняющееся, то применяется пиротехническое или электрическое зажигание или впрыскивание порции пускового самовоспламеняющегося топлива) происходит в камере двигателя. Камера — основной агрегат ЖРД. Именно в камере смешиваются компоненты топлива, происходит его сгорание, и в результате образуется газ с очень высокой температурой

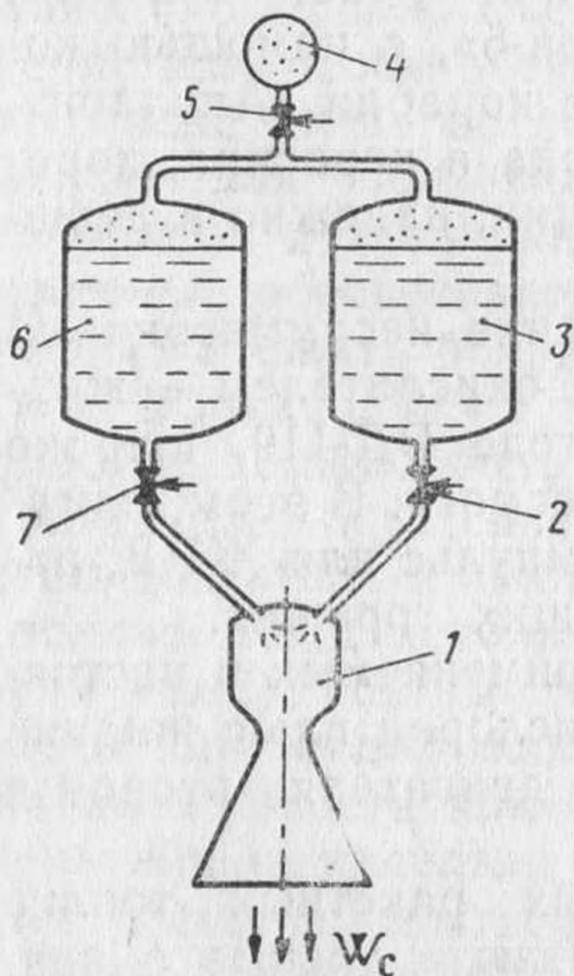


Рис. 4. Упрощенная схема ЖРД:

1 — камера; 2, 5, 7 — клапаны; 3 — бак с горючим; 4 — баллон со сжатым газом; 6 — бак с окислителем.

(2000—4500°C) и под высоким давлением (десятки и сотни атмосфер). Вытекая из камеры, этот газ и создает реактивную силу, тягу двигателя. Камера ЖРД состоит из камеры сгорания со смесительной головкой и сопла. Смешение компонентов топлива происходит в смесительной головке, горение — в камере сгорания, а вытекают газы через сопло. Обычно все агрегаты камеры выполняются как одно целое. Чаще всего камеры сгорания имеют цилиндрическую форму, но бывают они и коническими или шарообразными (грушевидными).

Смесительная головка — очень важная часть камеры сгорания и всего ЖРД. В ней происходит так называемое смесеобразование — впрыск, распыливание и смешение компонентов топлива.

Компоненты топлива — окислитель и горючее — поступают в смесительную головку камеры отдельно. Через форсунки головки они вводятся в камеру благодаря разности давлений в системе подачи топлива и головке камеры. Чтобы реакция в камере сгорания протекала как можно быстрее и была как можно более полной — а это очень важное условие эффективности и экономичности двигателя — необходимо обеспечить наиболее быстрое и полное образование топливной

смеси, сгорающей в камере, добиться, чтобы каждая частица окислителя встретила с частицей горючего.

Образование подготовленной к сгоранию топливной смеси состоит из трех процессов, переходящих один в другой — распыливания жидких компонентов, их испарения и смешения. При распыливании — дроблении жидкости на капли — значительно увеличивается ее поверхность и ускоряется процесс испарения. Очень важна тонкость и однородность распыливания. Тонкость этого процесса характеризуется диаметром получаемых капель — чем меньше каждая капелька, тем лучше. В головках ЖРД обычно применяют центробежные или струйные форсунки (об их устройстве — ниже). Центробежные форсунки позволяют получить капельки диаметром от 25 до 250 микрон, а струйные — от 200 до 500 микрон. Значительно влияет на размер получаемых капель и разность давлений между подводящей топливо системой и верхней частью камеры, куда впрыскивается топливо, а также свойства компонентов топлива.

Для устойчивого горения и полного сгорания топлива очень важно также обеспечить равномерное распределение топлива по поперечному сечению камеры сгорания и выдерживать заданное соотношение компонентов.

Следующий после распыления этап подготовки топлива к сгоранию — его испарение. Необходимо обеспечить наиболее полное испарение окислителя и горючего за кратчайшее время.

Скорость испарения зависит от температуры окружающей среды, физико-химических свойств компонентов топлива, размера капель и скорости их движения. Увеличение температуры среды и скорости капель, уменьшение их размера ускоряют испарение. Тепло, необходимое для испарения, поступает из следующей зоны камеры, где горит топливная смесь. Процесс испарения в камере двигателя осложнен тем, что испаряется не однородная жидкость, а сложная смесь компонентов с различными физико-химическими свойствами. Процесс испарения образовавшихся при распыливании капель в камере ЖРД занимает всего от 2 до 8 тысячных секунды.

В результате распыливания и испарения компонентов топлива образуются пары окислителя и горючего, из которых и получается горящая в камере двигателя смесь. Как мы уже говорили, в камере ЖРД нет четких границ между происходящими процессами.

Смешение компонентов начинается еще в жидкой фазе в зоне распыливания и интенсивно продолжается в газообразной фазе в зоне испарения. По существу, процесс смешения начинается сразу же после поступления компонентов в камеру и заканчивается только по мере сгорания топлива.

При самовоспламеняющихся топливах процесс горения на-

чинается еще в жидкой фазе, во время распыливания топлива. При несамовоспламеняющихся топливах горение начинается в газовой фазе при подводе тепла от внешнего источника.

Жидкие компоненты топлива в камеру подают через расположенные в головке форсунки. Чаще всего применяются форсунки двух типов: струйные или центробежные. Струйные форсунки представляют собой небольшие отверстия в головке камеры двигателя. Коэффициент расхода струйных форсунок в 2,5—3 раза больше, чем центробежных. Кроме того, струйная форсунка имеет меньшие размеры, их можно разместить больше, чем центробежных, не нарушая прочности головки. Поэтому головка со струйными форсунками обладает большей пропускной способностью, т. е. может подавать больше топлива на единицу поверхности головки. Однако струйные форсунки позволяют получить меньшую, чем центробежные, тонкость распыливания, меньше у них и угол распыливания. Часто, чтобы улучшить распыливание, струйные форсунки устанавливают под углом друг к другу так, чтобы топливо впрыскивалось в камеру не параллельными, а соударяющимися струями. Разновидностью струйных форсунок являются так называемые щелевые форсунки — у них отверстие имеет форму не круга, а кольцевой щели.

Центробежными называются форсунки, в которых подаваемая через них жидкость искусственно закручивается. Струя жидкости, вытекающая из такой форсунки, под влиянием центробежных сил превращается в тонкую конусообразную пленку, которая легко распадается на мельчайшие капельки. Существуют два способа закручивания струи жидкости в центробежных форсунках. В тангенциальных центробежных форсунках жидкость подается в полость форсунки через одно или несколько тангенциальных отверстий, т. е. отверстий, ось которых направлена по касательной к цилиндрической полости форсунки, из которой она поступает в камеру. В шнековых форсунках жидкость закручивается благодаря

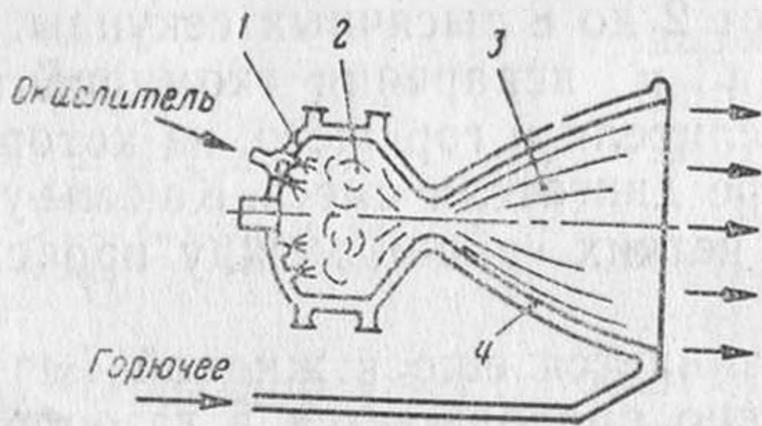


Рис. 5. Схема камеры ЖРД:

1 — смесительная головка; 2 — камера сгорания; 3 — сопло; 4 — полость для охлаждения.

движению по винтовым каналам. Центробежные форсунки очень хорошо распыляют компоненты топлива. Их недостатки — конструктивная сложность и меньшая, чем у струйных, пропускная способность.

Для лучшего перемешивания компонентов топлива форсунки, подающие горючее и окислитель, со-

ответственно размещают на головке. Размещение бывает в шахматном порядке, когда форсунки, подающие окислитель и горючее, чередуются. При сотовом размещении каждая форсунка горючего окружена несколькими форсунками окислителя. При расположении по концентрическим окружностям чередуются окружности, образованные форсунками окислителя, с окружностями, образованными форсунками горючего.

Но вот топливо распылено, перемешано, воспламенилось. При горении его в камере сгорания выделяется большое количество тепловой энергии. Дальнейшее преобразование энергии происходит в сопле. Удачная конструкция смесительной головки в первую очередь определяет совершенство двигателя — обеспечивает полноту сгорания топлива, устойчивость горения и т. д.

Сопло — часть камеры сгорания, в которой тепловая энергия сжатого рабочего тела (смеси газов) преобразуется в кинетическую энергию газового потока, т. е. происходит его разгон до скорости истечения из двигателя. Оно обычно состоит из сужающейся и расширяющейся частей, которые соединены в критическом (минимальном) сечении.

Первоначально в ракетной технике широко применялись простые конические сопла, однако в них довольно значительны потери энергии, вес их также значителен. Сейчас чаще всего в ЖРД применяются профилированные сопла, у которых контур расширяющейся части выполнен так, чтобы обеспечить максимальный удельный импульс. Формулы для расчетов наилучшего, так называемого экстремального, контура сопла были впервые опубликованы советскими учеными Ю. Д. Шмыглевским и Л. Е. Стерниным в 1957 году.

Весьма сложная задача — обеспечить охлаждение камеры ЖРД. Обычно камера состоит из двух оболочек — внутренней огневой стенки и наружной рубашки. По пространству между оболочками протекает жидкость, охлаждающая внутреннюю

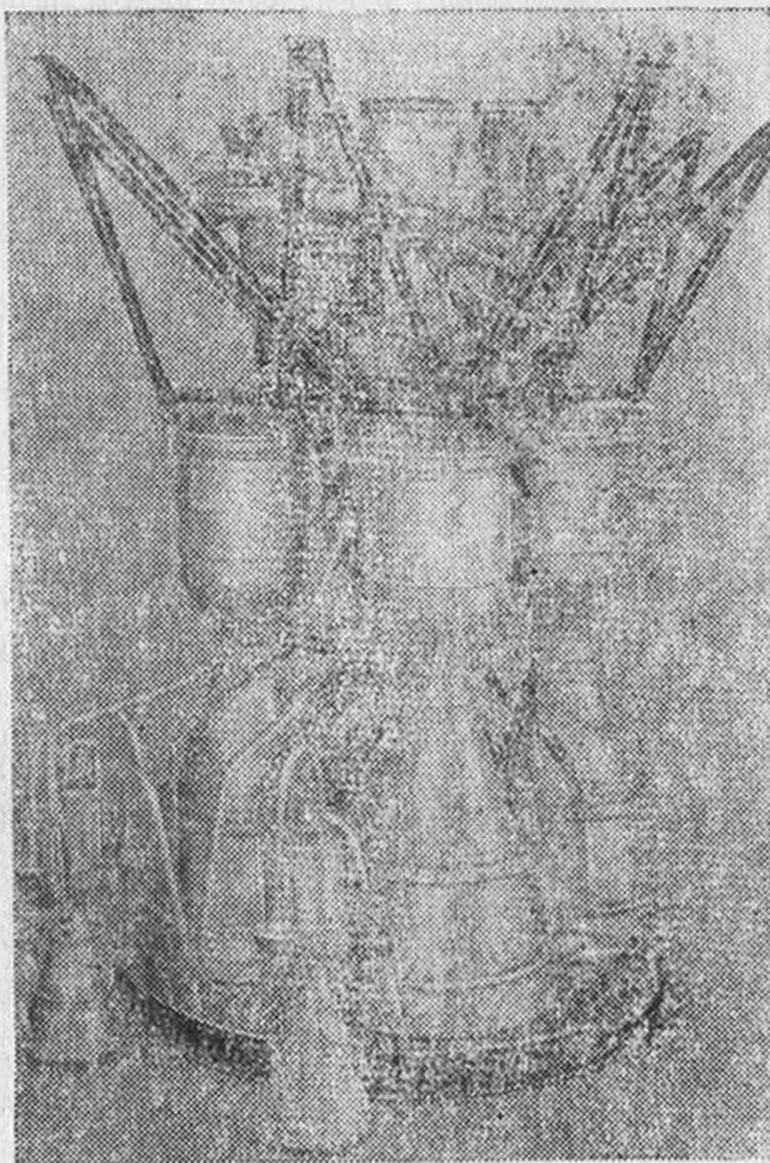


Рис. 6. Жидкостный ракетный двигатель РД-107. Четыре таких двигателя установлены на первой ступени ракеты-носителя «Восток».

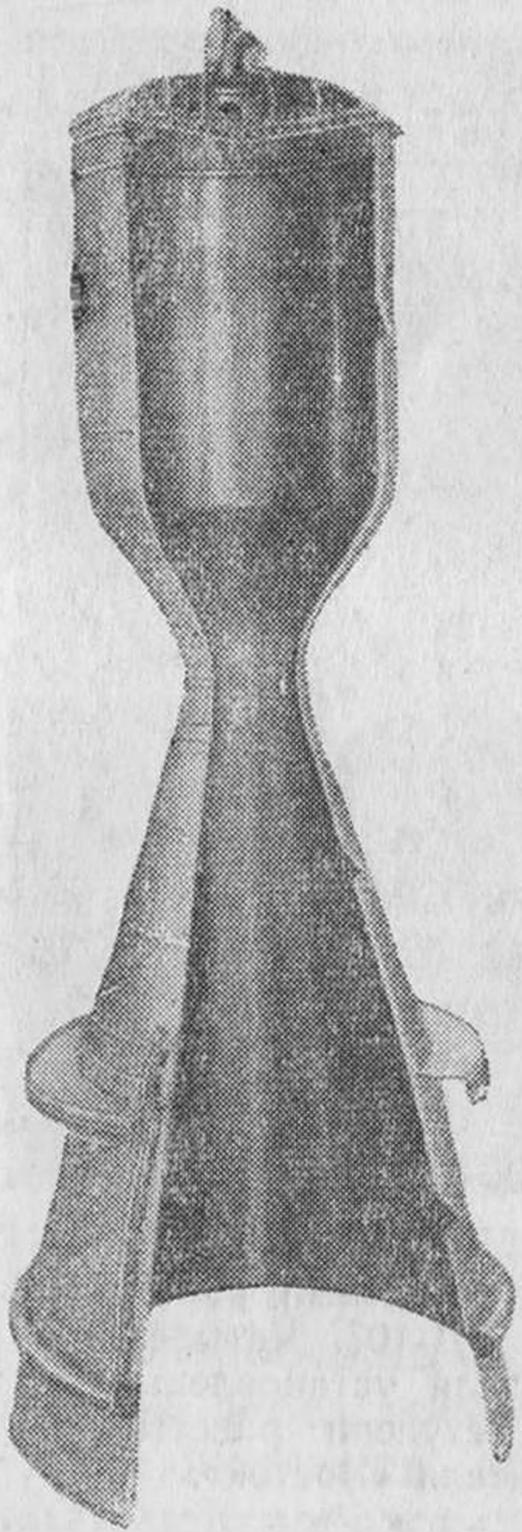


Рис. 7. Камера двигателя РД-107, установленного на первой ступени ракеты-носителя «Восток».

стенку камеры ЖРД. Обычно для этого используется один из компонентов топлива. Нагретое горючее или окислитель отводится и поступает в головку камеры для использования, так сказать, по прямому назначению. В этом случае тепловая энергия, отобранная от стенок камеры, не теряется, а возвращается в камеру. Такое охлаждение (регенеративное) впервые было предложено еще К. Э. Циолковским и широко применяется в ракетной технике.

Если наружного охлаждения недостаточно, приходится применять внутреннее охлаждение камеры ЖРД. Для этого благодаря особому расположению форсунок создают пристеночный слой жидкости и газа с пониженной температурой. Иногда на внутреннюю поверхность камеры наносят защитное покрытие из тугоплавких материалов, имеющих низкую теплопроводность.

Для того чтобы топливо попало в смесительную головку, нужна, естественно, система подачи топлива. Наиболее проста вытеснительная система. При такой системе окислитель и горючее вытесняются из баков с помощью какого-либо аккумулятора давления, например баллонов со сжатым газом. Однако такая система имеет существенные недостатки.

Баки с окислителем и горючим находятся под давлением, и их приходится делать толстостенными, тяжелыми. Для двигателей, в камере которых газы находятся под высоким давлением и, следовательно, топливо тоже подается под высоким давлением, такие системы малопригодны.

В большинстве современных ЖРД для подачи топлива используются специальные турбонасосные агрегаты. Чтобы привести в действие такой мощный насос, в особом газогенераторе сжигают топливо — обычно то же горючее и тот же окислитель, что и в камере сгорания двигателя. Иногда турбина насоса приводится во вращение паром, который образуется при охлаждении камеры сгорания двигателя. Есть и другие системы привода насоса.

Создание современных жидкостных ракетных двигателей требует высокого уровня развития науки и техники, совершенства конструкторской мысли, передовой технологии. Дело в

том, что в ЖРД достигаются очень высокие температуры, развивается огромное давление, продукты сгорания, а порой и само топливо весьма агрессивны, расход топлива необычайно высок (до нескольких тонн в секунду!). При всем этом ЖРД должен иметь, особенно при запусках космических аппаратов с космонавтами на борту, очень высокую степень надежности.

Именно высокая надежность и многие другие достоинства отличают жидкостные ракетные двигатели прославленной советской космической ракеты «Восток» — РД-107 (двигатель первой ступени) и РД-108 (двигатель второй ступени). Они разработаны в 1954—1957 годах в ГДЛ-ОКБ. Это первые в мире серийные двигатели, работающие на высококалорийном топливе: жидком кислороде и керосине. Они обладают высокой удельной тягой, что позволило получить огромные мощности при относительно умеренном расходе топлива. В пустоте тяга одного двигателя РД-107 составляет 102 тонны. (На первой ступени ракеты-носителя «Восток» установлено четыре таких двигателя.) Давление в камере сгорания—60 атмосфер.

Двигатель РД-107 имеет турбонасосный агрегат с двумя основными центробежными насосами: один подает горючее, другой — окислитель. И горючее, и окислитель через большое количество форсунок подаются в 4 основные и 2 рулевые камеры сгорания. До попадания в камеры сгорания горючее обтекает их снаружи, т. е. используется для охлаждения. Надежное охлаждение позволяет поддерживать внутри камер сгорания высокую температуру. Качающиеся рулевые камеры сгорания, сходные по конструкции с основными, впервые применены в этом двигателе для управления направлением тяги.

Двигатель второй ступени ракеты «Восток» РД-108 имеет схожую конструкцию. Правда, у него 4 рулевые камеры и некоторые другие отличия. Его тяга в пустоте составляет

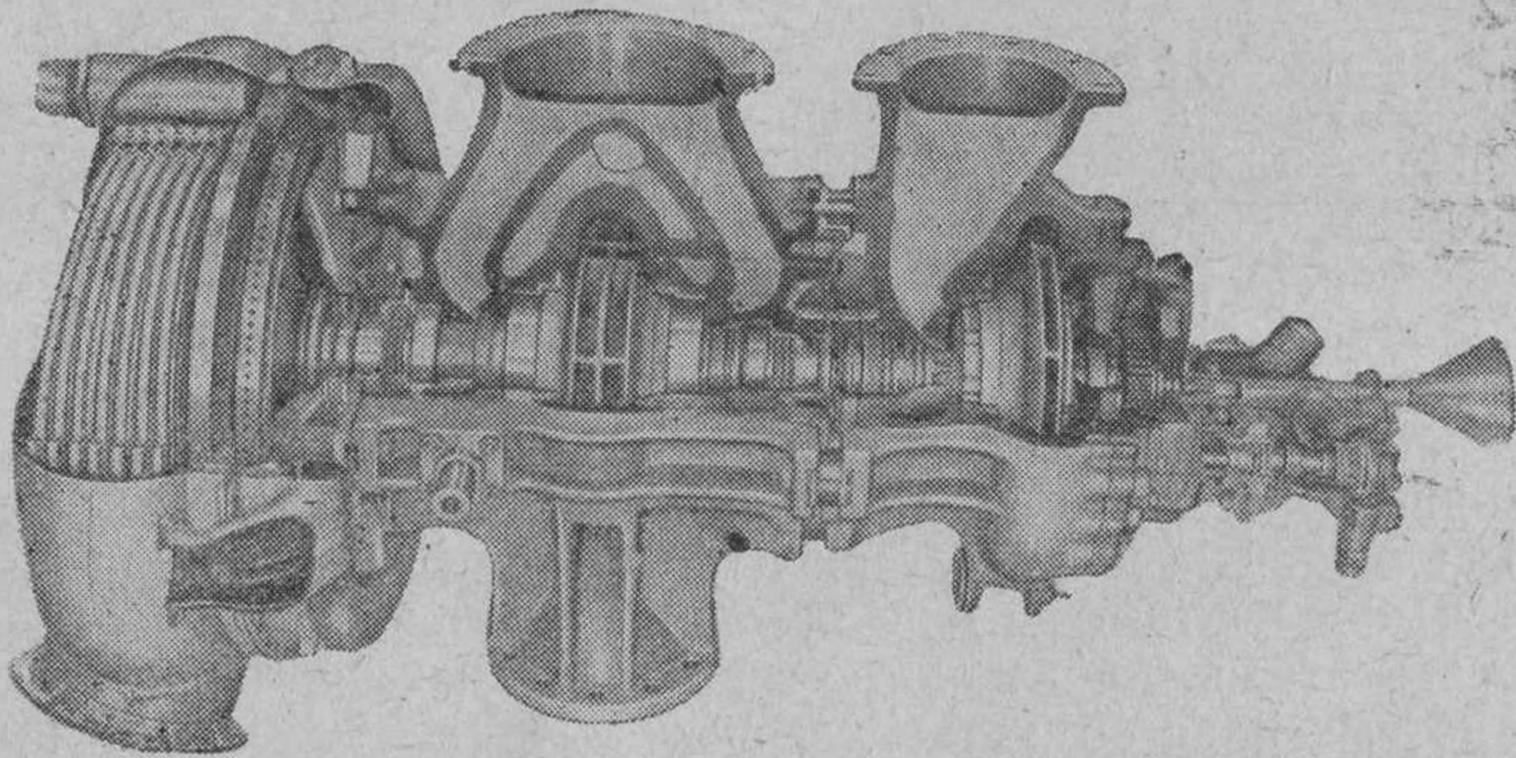


Рис. 8. Турбонасосный агрегат двигателя РД-107.

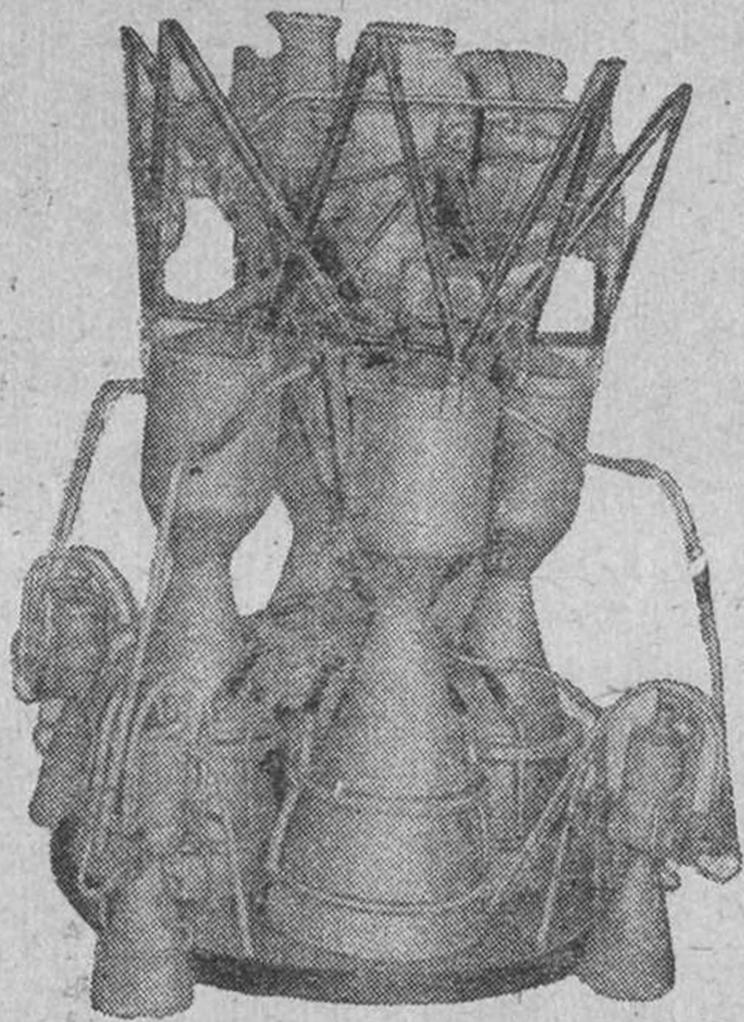


Рис. 9. Жидкостный ракетный двигатель РД-108, установленный на второй ступени ракеты-носителя «Восток».



Рис. 10. Жидкостный ракетный двигатель РД-214 (первая ступень ракеты-носителя «Космос»).

96 тонн. Интересно, что он запускается на Земле одновременно с двигателями первой ступени. Двигатели РД-107 и РД-108 различных модификаций уже более 14 лет используются для запусков космических кораблей, искусственных спутников Земли, космических аппаратов к Луне, Венере и Марсу.

На первой ступени ракеты-носителя «Космос», широко используемой для запуска многочисленных спутников серии «Космос», установлен двигатель РД-214, разработанный в ГДЛ-ОКБ еще в 1952—1957 годах. Он работает на продуктах переработки керосина в качестве горючего и окислителя, созданном на основе азотной кислоты. Этот двигатель обладает наибольшими тягой и удельным импульсом среди известных двигателей этого класса, работающих на углеводородном горючем и азотнокислом окислителе.

Двигатель четырехкамерный, развивает в пустоте тягу 74 тонны. Система зажигания — химическая, при помощи впрыскивания пускового горючего, которое самовоспламеняется при контакте с окислителем. Изменение направления тяги двигателя производится при помощи газовых рулей — поворотных пластин, установленных в газовом потоке на выходе из сопла двигателя.

На второй ступени двухступенчатой ракеты-носителя «Космос» устанавливается разработанный в 1958—1962 годах (также в ГДЛ-ОКБ) жидкостный ракетный двигатель РД-119, имеющий тягу 11 тонн. Горючее этого двигателя — несимметричный диметилгидразин, окислитель — жидкий кислород. В его конструкции широко использован титан и другие современные конструкционные материалы. Наряду с высокой надежностью отличительная особенность этого двигателя — очень высокая экономичность.

В 1965 году в нашей стране были созданы мощные малогабаритные двигатели с очень высокими энергетическими характеристиками для ракетно-космической системы «Протон». Суммарная полезная мощность двигательных установок ракеты «Протон» в 3 раза больше мощности двигателей ракеты «Восток» и составляет 60 миллионов лошадиных сил. В этих двигателях обеспечена высокая полнота сгорания, значительное давление в системе, равномерное и равновесное истечение продуктов сгорания из сопел.

В настоящее время ЖРД достигли высокой степени совершенства и их развитие продолжается. Созданы ЖРД самых различных классов — от микроракетных двигателей для систем ориентации и стабилизации летательных аппаратов с совсем небольшой тягой (в несколько килограммов и меньше) до огромных мощных ракетных двигателей, имеющих тягу сотни тонн (например, американский ЖРД F-1 для первой ступени ракеты-носителя «Сатурн-5» имеет тягу 690 тонн. На ракете установлено 5 таких двигателей).

Разрабатываются ЖРД на высокоэффективных топливах — смеси жидкого водорода (горючее) и жидкого кислорода или жидкого фтора в качестве

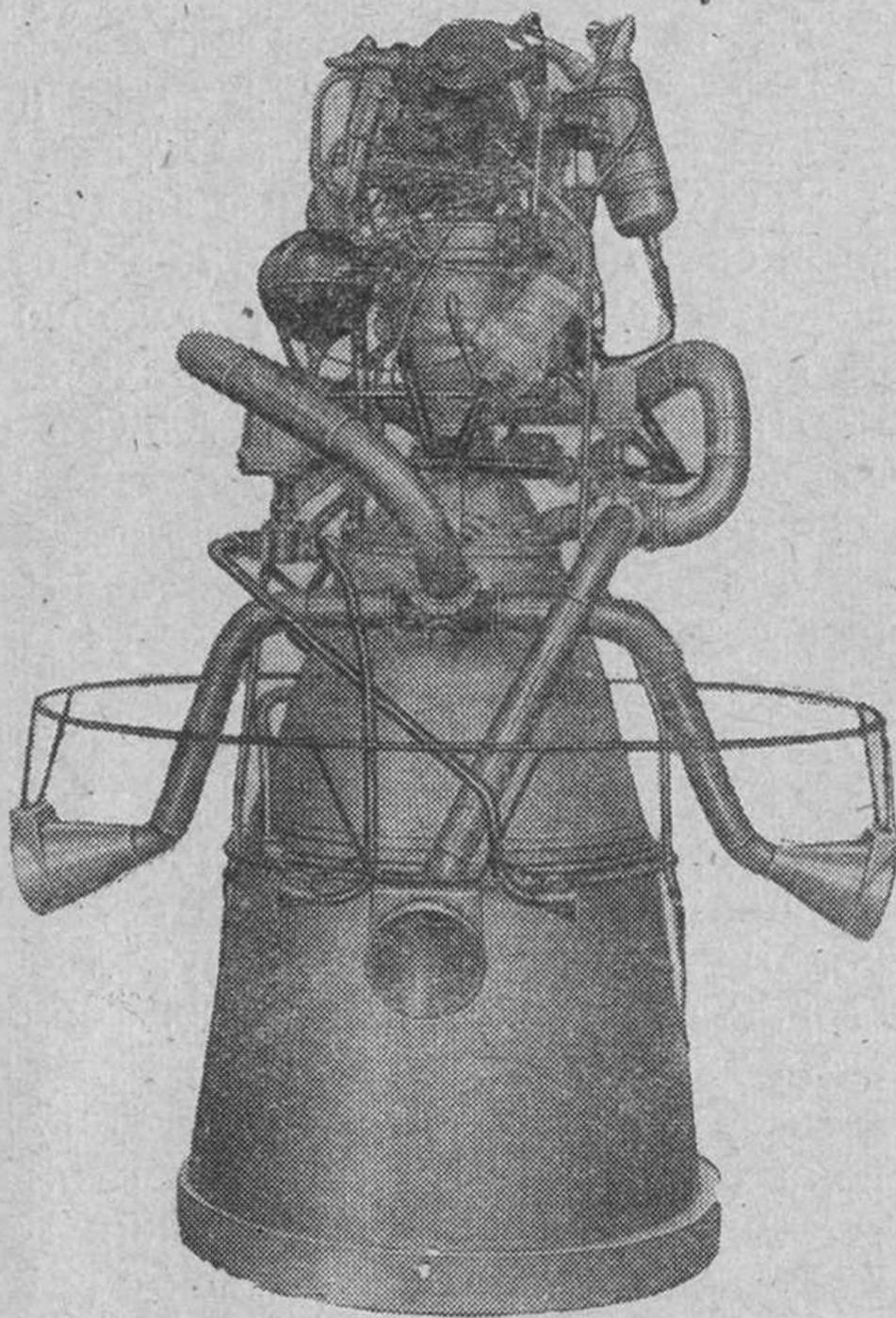


Рис. 11. Жидкостный ракетный двигатель РД-119 (вторая ступень ракеты-носителя «Космос»).

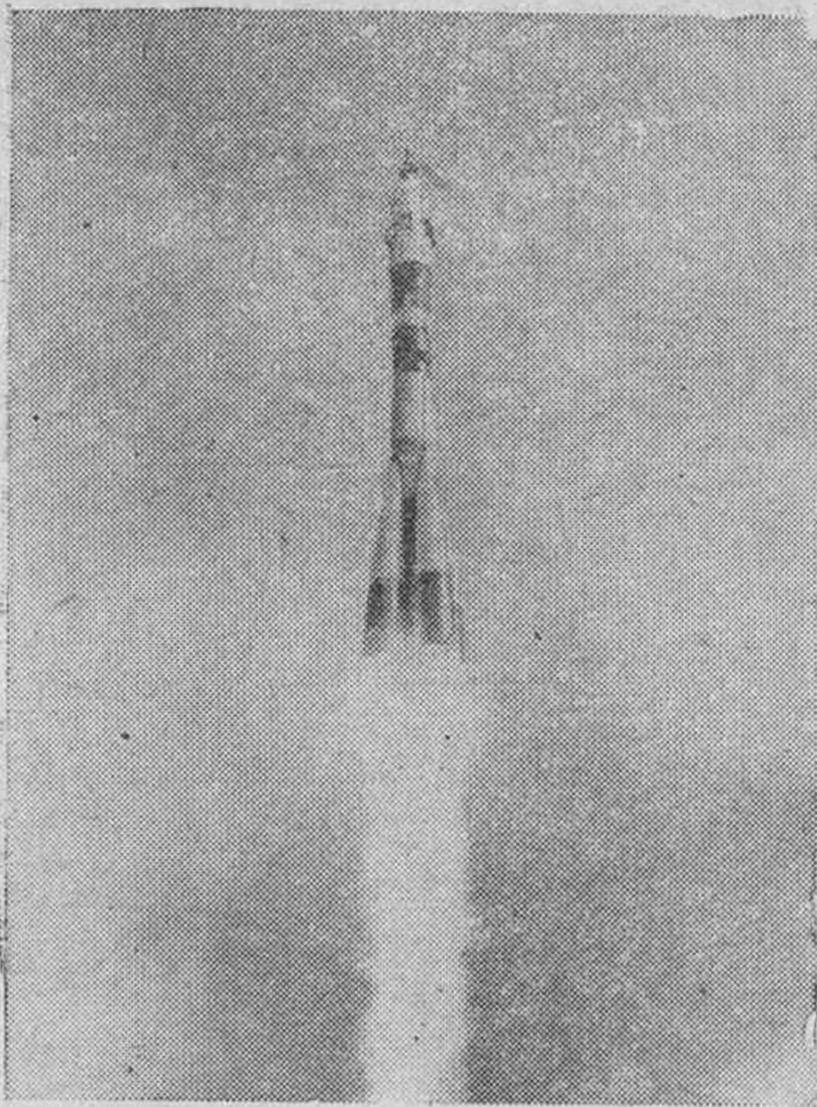


Рис. 12. Старт в космос. Работают двигатели ракеты-носителя «Союз».

окислителей. Созданы двигатели на долгохранимом топливе, которые смогут работать при длительных космических полетах.

Существуют проекты комбинированных ракетных двигателей — турборакетных и ракетно-прямоточных, которые должны быть органическим сочетанием жидкостных ракетных двигателей с воздушно-реактивными. Создание таких двигателей позволяет использовать на начальном и завершающем этапах космического полета кислород воздуха в качестве окислителя и тем самым снизить запас топлива на борту ракеты. (Ведутся также работы над созданием первых ступеней многократного использования.

Такие ступени, оснащенные воздушно-реактивными двигателями и способные взлетать и после отделения последующих ступеней совершать посадку подобно самолетам, позволят снизить стоимость запуска космических аппаратов.)

Проводятся испытания двигателей на гибридном топливе, где используется твердое горючее, заполняющее камеру сгорания, и жидкий окислитель, подающийся из бака по мере работы двигателя. Такие двигатели имеют свойства, промежуточные между ЖРД и РДТТ.

РДТТ

Ракетные двигатели твердого топлива — старейшие среди семейства реактивных двигателей — предельно просты по устройству. У них, по существу, две основные части — камера сгорания и реактивное сопло. Топливным баком здесь служит сама камера сгорания. Но в этом не только достоинство, а и весьма существенный недостаток. РДТТ трудно выключить пока не выгорит все топливо. Его работу чрезвычайно сложно регулировать. Скорость горения топлива не должна сколько-нибудь значительно меняться с изменением давления и температуры. Регулирование величины тяги РДТТ можно осуществлять лишь в определенных заранее заданных пределах, подбирая твердотопливные заряды соответствующей геометрии

и структуры. В РДТТ трудно регулировать не только силу тяги, но и ее направление. Для этого надо изменять положение тяговой камеры, а она очень велика, ведь в ней находится весь запас топлива. Появились твердотопливные ракеты с поворотными соплами, конструктивно они довольно сложны, но это позволяет решить проблему управления направлением тяги.

Однако ракетные двигатели твердого топлива имеют и ряд серьезных достоинств: постоянная готовность к действию, надежность и простота эксплуатации.

РДТТ нашли широкое применение в военном деле. Ракетные снаряды с РДТТ применяются в качестве зенитных и противотанковых, для оснащения кораблей и самолетов, на автомобильных и танковых установках, для ближнего и дальнего боя.

Появились также мощные баллистические твердотопливные ракеты, которыми вооружаются атомные подводные лодки, и межконтинентальные баллистические ракеты на твердом топливе.

Важнейшим элементом РДТТ является заряд твердого топлива. Характеристики двигателя зависят и от элементов топлива, и от структуры и устройства заряда. Различают два основных типа твердых ракетных топлив: двухосновные, или коллоидные, и смесевые. Коллоидное топливо представляет собой твердый однородный раствор органических веществ, молекулы которых содержат окислительные и горючие элементы. Наиболее широко используется твердый раствор нитроцеллюлозы и нитроглицерина. Увеличение содержания нитроглицерина в таком растворе повышает удельный импульс двигателя, однако увеличивается и взрывоопасность топлива, ухудшаются его стабильность и механические свойства заряда. Заряды из коллоидного топлива применяются чаще всего в небольших двигателях.

Смесевые топлива представляют собой механические смеси горючего и окислителя. В качестве окислителя в этих топливах обычно применяют неорганические кристаллические вещества — перхлорат аммония, перхлорат калия и др. Обычно такое топливо состоит из трех компонентов: кроме окислителя, в него входят полимерное горючее, служащее связующим элементом, и второе горючее в виде порошкообразных металлических добавок, которые существенно улучшают энергетические характеристики топлива. Горючим-

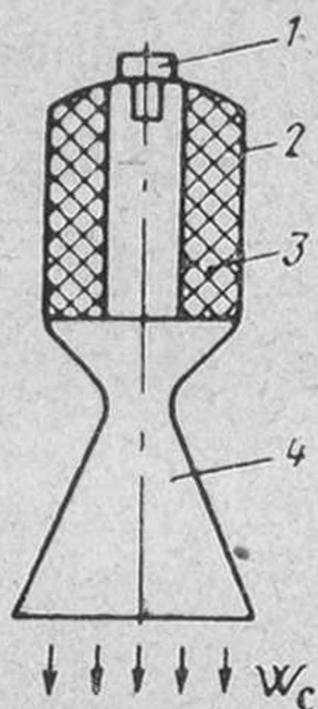


Рис. 13. Упрощенная схема РДТТ:

1 — воспламенитель; 2 — корпус; 3 — заряд топлива; 4 — сопло.

связующим могут служить полиэфирные и эпоксидные смолы, полиуретановый и полибутадиеновый каучук и др.

Вторым горючим чаще всего служит порошкообразный алюминий, иногда бериллий или магний. Смесевые топлива обычно имеют бóльший удельный импульс, чем коллоидные, бóльшую плотность, бóльшую стабильность, лучше хранятся, более технологичны. Для приготовления смесевого топлива в жидкое горючее-связующее добавляют размельченные кристаллы окислителя, металлический порошок и другие добавки, полученный состав тщательно перемешивают и заливают в специальные формы или непосредственно в корпус двигателя, откуда предварительно откачивают воздух. Под действием специально введенных в смесь катализаторов связующее вещество полимеризуется и топливо превращается в резиноподобную массу.

Заряды твердого топлива бывают скрепленные с корпусом камеры двигателя (их изготавливают заливкой топлива непосредственно в корпус) и вкладные, которые изготавливают отдельно и вставляют в корпус в виде одной или нескольких шашек. Скрепленные заряды позволяют более полно использовать объем корпуса двигателя, увеличивают жесткость и прочность корпуса, упрощают технологию изготовления крупногабаритных зарядов.

Очень важна геометрическая форма заряда. Изменяя ее и используя бронирующие покрытия поверхностей заряда, которые не должны гореть, добиваются нужного изменения площади горения и соответственно давления газов в камере и тяги двигателя.

Есть заряды, обеспечивающие нейтральное горение, у них площадь горения остается неизменной. Так получается, если, например, шашка твердого топлива горит с торца или же одновременно с наружной и внутренней поверхности (для этого внутри заряда делается полость). При регрессивном горении поверхность горения уменьшается. Так получается, если цилиндрическая шашка горит с наружной поверхности. И, наконец, для прогрессивного горения, которое обеспечивает увеличение давления в камере сгорания, нужно нарастание площади горения. Наиболее простым примером такого заряда служит шашка, горящая по внутренней цилиндрической поверхности.

Наиболее существенными преимуществами обладают скрепленные заряды с внутренним горением. В них горячие продукты сгорания не соприкасаются со стенками корпуса, что позволяет обходиться без специального наружного охлаждения.

В РДТТ применяется пиротехническое, пирогенное и химическое зажигание топливного заряда. При пиротехническом зажигании электрозапал поджигает пиротехнический воспла-

менитель, от которого производится зажигание основного заряда. Пирогенное зажигание производится от газогенератора твердого топлива, который, по существу, представляет собой небольшой твердотопливный ракетный двигатель. Для химического зажигания в камеру вводится химически активная жидкость или газ — пусковой окислитель, что приводит к самовоспламенению. Кстати, ввод в камеру двигателя жидкого окислителя может применяться и для существенного изменения тяги двигателя. Такая жидкость может служить одновременно и для охлаждения двигателя, что позволяет использовать твердое топливо с большей температурой горения. Однако такой двигатель уже не является в строгом смысле этого определения ракетным двигателем твердого топлива, а занимает промежуточное положение между РДТТ и ЖРД.

В космонавтике в настоящее время ракетные двигатели твердого топлива применяются ограниченно. Мощные РДТТ используются на некоторых американских ракетах-носителях, например, на ракете «Титан».

Большие современные РДТТ развивают тягу в сотни тонн, разрабатываются еще более мощные двигатели тягой в тысячи тонн, совершенствуются твердые топлива, конструируются системы управления тягой. И все же в космонавтике безусловно доминируют ЖРД. Главная причина этого — более низкая эффективность твердого ракетного топлива. Лучшие РДТТ имеют скорость истечения газов из сопла 2500 метров в секунду. У ЖРД удельная тяга выше и скорость истечения составляет у лучших современных двигателей 3500 метров в секунду, а используя топливо с очень высокой теплотворной способностью (например, жидкий водород в качестве горючего и жидкий кислород в качестве окислителя), можно получить скорость истечения 4,5 километра в секунду.

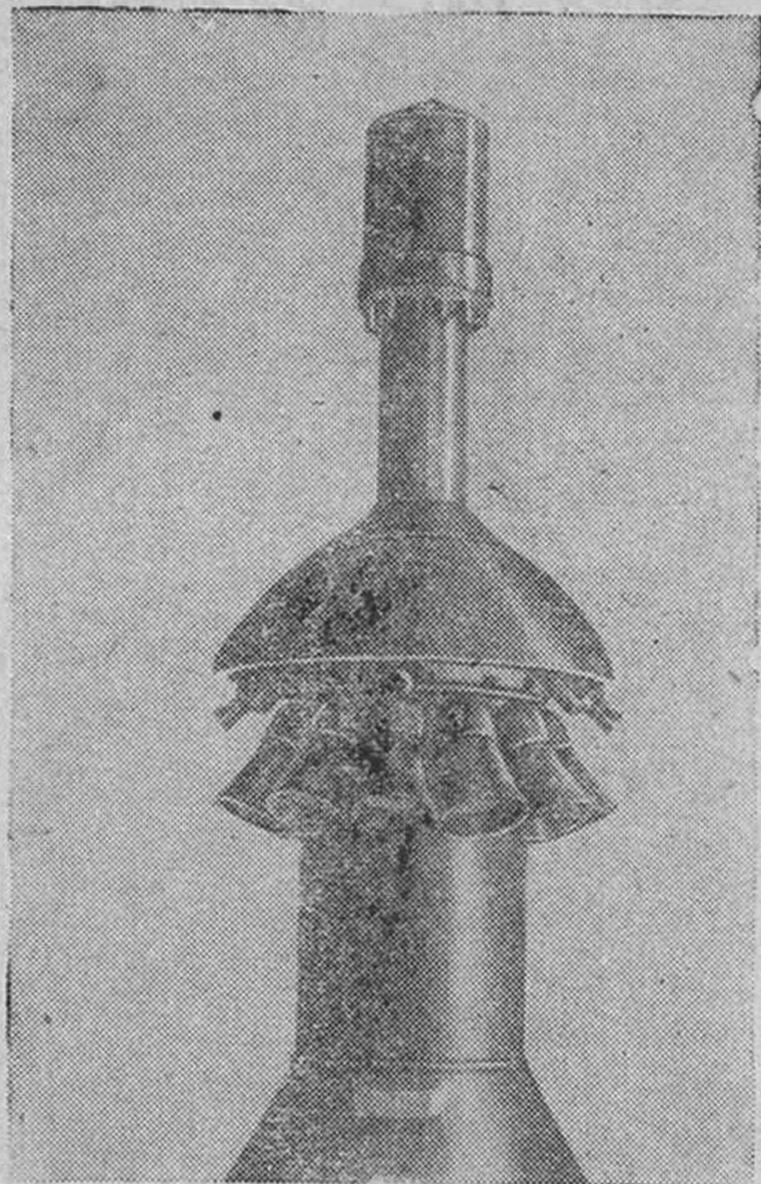


Рис. 14. Твердотопливные двигатели системы аварийного спасения космического корабля «Союз».

Ядерные ракеты

Учеными и конструкторами созданы термохимические двигатели высокой степени совершенства и, нет сомнения, будут созданы еще более совершенные образцы.

Однако возможности термохимических ракет ограничены самой природой горючего, окислителя и продуктов реакции. При ограниченной энергопроизводительности ракетных топлив, не позволяющей получить очень большую скорость истечения рабочего тела из сопла, необходим огромный запас топлива, чтобы разогнать ракету до нужной скорости. Как мы уже говорили, химические ракеты необычайно прожорливы. При полетах в космос это вопрос не только экономии, но порой и самой возможности, осуществимости полета.

Даже для решения сравнительно более простой задачи из области космических полетов — запуска искусственных спутников Земли — стартовый вес химической ракеты из-за огромного количества топлива должен в десятки раз превышать вес груза, выведенного на орбиту. Для достижения второй космической скорости это соотношение еще намного больше.

Поэтому так трудно вывести в космос каждый килограмм полезной нагрузки. Для межпланетных полетов нужно еще топливо, чтобы корректировать орбиту полета, тормозить космический корабль перед посадкой на планету-цель, взлететь для возвращения на Землю и т. д. Ракеты-носители становятся все громадней. Напомним, что вес ракеты «Сатурн-5» с космическим кораблем «Аполлон-11» перед стартом на Луну составил около 3 тысяч тонн!

А ведь человечество начинает всерьез обживать космос. Люди собираются строить научные станции на Луне, они стремятся на Марс и Венеру, подумывают о полетах к далеким окраинам Солнечной системы. Ракетам завтрашнего дня предстоит перевозить в космосе сотни тонн научного снаряжения и грузов.

Стартовый вес термохимических ракет для таких перелетов становится неразумно огромным (миллионы тонн!).

И вот ученые и инженеры задумываются над тем, какими же должны быть ракетные двигатели будущего?

Взоры ученых, естественно, обратились к ядерной энергии. Широко известно, что в небольшом количестве ядерного горючего содержится очень большой запас энергии. При реакции деления ядер на единицу массы выделяется в миллионы раз больше энергии, чем при сжигании лучших химических топлив. Так, например, 1 кг урана при реакции деления может выделить столько же энергии, сколько 1700 тонн бензина при сжигании. При реакции ядерного синтеза количество

энергии на 1 кг используемого вещества еще в несколько раз больше, чем при реакции ядерного деления.

Использование ядерной энергии позволяет резко снизить запас топлива на борту ракеты, но потребность в рабочем веществе остается. На первый взгляд положение становится даже хуже. В химической ракете топливо само служит рабочим веществом, в ядерной нужно и топливо (хотя и намного меньше, чем в химической) и рабочее вещество. Но стоит приглядеться немного внимательнее и выяснится, что разделение топлива и рабочего вещества в ядерной ракете таит в себе определенные преимущества.

Скорость истечения газов из сопла тем больше, чем выше их температура и чем меньше молекулярный вес рабочего вещества (и следовательно, больше объем выделяющихся при сгорании газов).

Выбирая рабочее вещество для химической ракеты, ученые связаны, так сказать, по рукам и ногам. Ведь оно служит и топливом. И малый молекулярный вес должен сочетаться с высокой энергопроизводительностью, такое сочетание явлений не частое. Вот тут-то и сказывается преимущество разделения топлива и рабочего вещества. Появляется возможность применить рабочее вещество с наименьшим молекулярным весом — водород.

Правда, мы уже говорили о водороде и в качестве высококалорийного горючего. Так что и в химической ракете есть как будто возможность сочетать относительно высокую энергопроизводительность с малым молекулярным весом? Но нужно помнить, что рабочее вещество — результат сгорания топлива, т. е. взаимодействия горючего с окислителем, и в химической ракете на жидком водороде и жидком кислороде представляет собой продукт окисления водорода с молекулярным весом 18. А молекулярный вес чистого водорода, который может служить рабочим телом ядерного ракетного двигателя, 2. Уменьшение же молекулярного веса рабочего вещества в 9 раз при неизменной температуре позволяет увеличить скорость истечения в 3 раза. Вот оно осязаемое преимущество атомного ракетного двигателя!

Речь идет об атомных ракетных двигателях, использующих энергию деления ядер тяжелых элементов. Реакция ядерного синтеза искусственно пока осуществлена только в водородной бомбе, а управляемая термоядерная реакция синтеза все еще остается мечтой, несмотря на интенсивную работу ученых в этом направлении.

Итак, в атомном ракетном двигателе можно получить значительное увеличение скорости истечения газов благодаря применению рабочего вещества с минимальным молекулярным весом.

Теоретически можно получить и очень большую темпера-

туру рабочего вещества, но на практике она ограничивается температурой плавления тепловыделяющих элементов реактора. В большинстве предложенных схем атомных ракетных двигателей рабочее тело нагревается, омывая тепловыделяющие элементы реактора, затем расширяется в сопле и выбрасывается из двигателя.

В таком атомном двигателе можно получить скорость истечения 8—10 тысяч метров в секунду. Это в 2—3 раза больше, чем в ЖРД.

Правда, сам двигатель получается гораздо более сложным и тяжелым. Особенно если учесть необходимость экрана для защиты космонавтов от радиации на пилотируемых космических кораблях. И все же атомная ракета сулит немалый выигрыш.

В США по так называемой программе «Ровер» работы по созданию атомного ракетного двигателя начались еще в 1955 году. Расходы по этой программе превысили уже 1000 миллионов долларов. При испытании наземного прототипа ядерного ракетного двигателя «Нерва» он развивал тягу до 25 тонн. Удельная тяга двигателя была на 50% выше, чем у лучших американских химических ракетных двигателей. Реактор этого двигателя имеет графитовые тепловыделяющие элементы, через которые проходит рабочее тело — жидкий водород. Делящееся вещество в тепловыделяющих элементах представляет собой частицы карбида урана, покрытые графитом.

Система регулирования реактора в двигателе «Нерва» состоит из барабанов, расположенных вокруг активной зоны в отражателе. Сегменты этих барабанов, изготовленные из поглощающего нейтроны материала, поворачиваясь, изменяют интенсивность нейтронного потока. А изменение интенсивности потока приводит к изменению температуры в реакторе и давления водорода за реактором.

При установке на третьей ступени ракеты «Сатурн-5» (первая и вторая ступени — химические двигатели) ядерного ракетного двигателя с данными, как у испытывавшегося прототипа «Нерва», общие характеристики ракеты заметно улучшатся по сравнению с тем же «Сатурном-5», у которого двигатели всех ступеней работают на химическом топливе.

Расчеты показывают, что «Сатурн-5» с ядерной третьей ступенью сможет доставить на Луну в прямом полете с поверхности Земли (без встречи на орбите) 21 тонну полезного груза.

Стремление еще больше увеличить удельную тягу двигателя привело к появлению проектов ядерных ракетных двигателей, в которых активная зона находится в пылеобразной, жидкой или даже газообразной фазе, что делает возможным значительное увеличение температуры рабочего вещества.

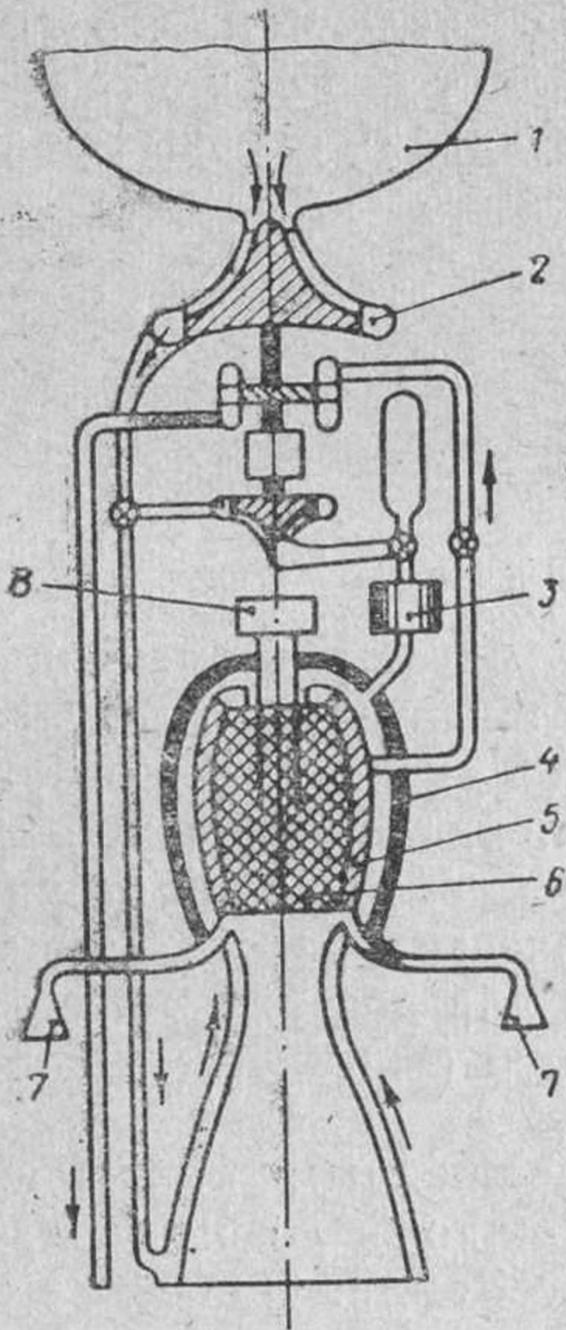


Рис. 15. Схема ЯРД с твердофазным реактором:

1 — бак с рабочим телом; 2 — насос; 3 — теплообменник; 4 — корпус камер с защитой; 5 — отражатель; 6 — реактор; 7 — сопла системы управления; 8 — регулирующее устройство реактора

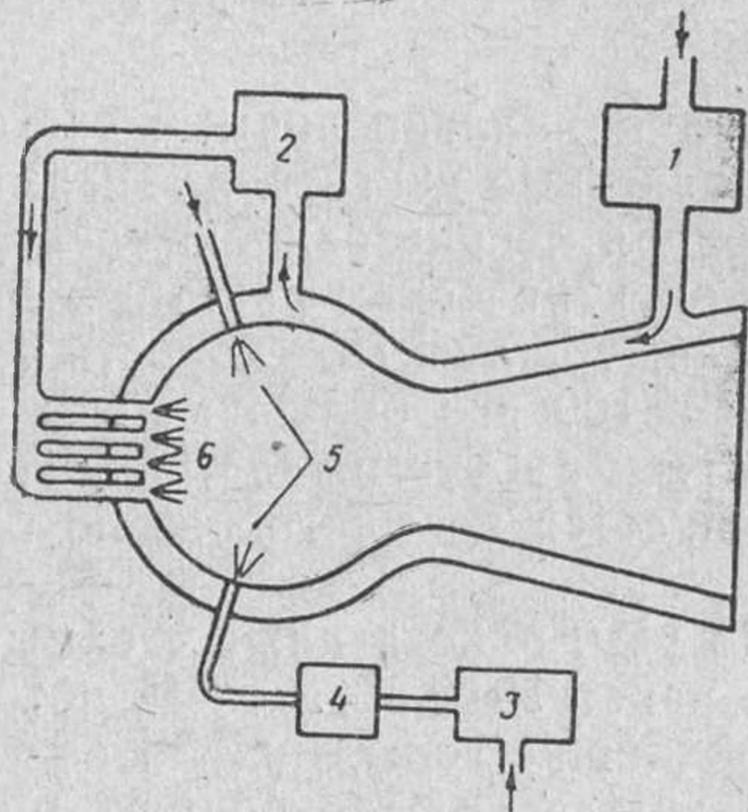


Рис. 16. Схема ЯРД с газофазным реактором:

1 — насос, подающий рабочее тело; 2 — регулятор; 3 — насос, подающий ядерное топливо; 4 — регулятор; 5 — форсунки подачи ядерного топлива; 6 — форсунки подачи рабочего тела.

Использование таких реакторов (их называют полосными), вероятно, позволит значительно увеличить скорость истечения рабочего тела.

Однако создание реакторов с пылеобразной, жидкой и газообразной активной зоной дело чрезвычайно сложное. Ведь в таком реакторе трудно добиться, чтобы ядерное горючее не было перемешано с рабочим веществом, и надо позаботиться о том, чтобы как-то отделить его перед выбросом рабочего тела из сопла двигателя. В противном случае понадобится восполнять непрерывные потери ядерного топлива, и за ракетой протянется смертельный шлейф высокой радиации. Да и критическая масса ядерного горючего, необходимая для поддержания реакции, при газообразном состоянии будет занимать большой объем, неприемлемый для ракеты, или же

должна находиться под очень высоким давлением, что создает дополнительные трудности и приводит к большому весу реактора. Тем не менее возможности создания полосных реакторов изучаются.

Межпланетный полет на электрической тяге

Принципиально новыми системами являются электрические ракетные двигатели. Тяга в этих двигателях образуется благодаря использованию электрической энергии. Некоторые типы электрических ракетных двигателей, например ионные, позволяют получить скорость истечения реактивной струи в сопле в 100 раз большую, чем в химических ракетах. Запас топлива и рабочего тела, необходимый для достижения цели, уменьшается во много раз по сравнению с химическими ракетами.

Но увы, ракета даже с самым совершенным электрическим ракетным двигателем, который можно было бы создать в ближайшие годы, никуда не улетит с Земли. Она даже не шевельнется на стартовом устройстве, когда будут включены двигатели. Очень уж незначительна их тяга. В настоящее время созданы электрические ракетные двигатели с силой тяги в несколько граммов, в несколько десятков граммов, появляются образцы, обладающие тягой в 200—300—400 граммов, можно, наконец, представить себе электроракеты тягой в несколько килограммов. Тут уместно будет вспомнить, что тяга химических ракет достигает ныне сотни и тысячи тонн!

В чем же причина малой тяги электрических ракетных двигателей?

Мощность ракетного двигателя непосредственно связана с силой тяги и скоростью истечения. Она численно равна произведению силы тяги на скорость истечения, деленному на два, т. е. двигатель одной и той же мощности может дать большую тягу и малую скорость истечения или, наоборот, высокую скорость истечения и небольшую тягу. Электрические ракетные двигатели работают на электрической энергии. Чтобы получить эту энергию, нужны источники электропитания, электростанции на борту ракеты. Разумеется, мощность электроракетного двигателя ограничивается мощностью этой электростанции.

А теперь представьте себе, что при высокой скорости истечения рабочего вещества, характерной для электрических ракетных двигателей (это ведь их главное достоинство, позво-

ляющее экономить количество топлива и заметно облегчить ракету), они будут обладать еще и большей силой тяги (в принципе создать такие двигатели можно). Ясно, что для их работы потребуются электростанция мощностью во многие десятки и даже сотни миллионов киловатт. Этак, двадцать или тридцать Братских ГЭС! И все это на борту ракеты! Ясно, что тут уже не только не приходится говорить о какой-либо экономии в весе, но подобная задача и вообще неосуществима.

Двигатели ракет, работающие на электроэнергии, неизбежно должны иметь малую силу тяги. Круг как-будто замкнулся.

Но всегда ли нужна огромная тяга, характерная для химических ракет, стартующих ныне с космодромов?

Она необходима, чтобы преодолеть силы земного тяготения и сопротивления атмосферы, чтобы придать ускорение ракете в сильных гравитационных полях вблизи поверхности планет. Ну а в космосе, в пространстве, где силы тяготения ощущаются слабее и нет трения (т. е. где практически нет среды, сопротивление которой приходилось бы преодолевать), нужный импульс можно придать космическому кораблю даже с помощью очень малой тяги при условии, конечно, что она будет действовать достаточно длительное время.

Электрический ракетный двигатель будет долго разгонять межпланетный корабль, но может разогнать его до очень большой скорости.

Однако допустимо ли при огромных пространствах, которые предстоит преодолеть космонавтам во время межпланетных полетов, затрачивать много времени на разгон ракеты? Оказывается, именно при дальних полетах—на Марс, Венеру и особенно к периферии Солнечной системы несомненны преимущества электрических ракетных двигателей.

Дело в том, что двигатель термохимической ракеты работает лишь очень короткое время, быстро разгоняя ракету до необходимой скорости и пожирая массу топлива, а дальше космический аппарат движется по инерции, и ему необходимо достаточно много времени, чтобы достичь, скажем, наших ближайших соседей—Венеры и Марса (это наглядно показали полеты советских и американских космических аппаратов к этим планетам), не говоря уже о более дальних планетах Солнечной системы. При полете даже на Венеру (т. е. по космическим понятиям довольно близко) электроракетные двигатели, несмотря на малую тягу, могут обеспечить время полета, не очень отличающееся от того, что дают химические ракеты. Тут уже имеет смысл использовать электрические ракеты, требующие несравненно меньше рабочего тела для перевозки того же полезного груза. Но для старта с Земли нужна, конечно, химическая ступень ракеты с большой тягой.

Проведенное за рубежом сравнение полета с орбиты вокруг Земли к Венере, выполненного на химических ракетных двигателях (данные полета американского аппарата «Маринер»), с расчетным полетом на электрических ракетных двигателях при весьма близкой затрате времени на полет показывает возможность сокращения затраты рабочего тела и значительного увеличения полезной нагрузки при использовании электроракетных двигателей.

Наряду с малой тягой один из главных недостатков электрических ракетных двигателей — большой удельный вес установки. Оба эти недостатка — своеобразная расплата за высокую скорость истечения, за разделение рабочего вещества и источника энергии, требующее специальных устройств для передачи энергии рабочему телу.

У некоторых действующих моделей электротермических (электродуговых) двигателей приходится 5—4 кг собственного веса на 1 кг тяги — примерно в 100 раз больше, чем у ЖРД! Однако все это покрывается огромной экономией на весе топлива — рабочего тела, получаемой благодаря очень высокой удельной тяге.

Особенно эффективны электрические ракеты при полетах к дальним планетам Солнечной системы. Здесь они дают уже значительный выигрыш и во времени благодаря длительности работы двигателя и разгону ракеты до очень высоких скоростей. Так, по одному из расчетов, проведенных за рубежом, для полета автоматической станции-разведчика с помощью химической ракеты к Юпитеру понадобится 2,7 года, к Сатурну — 6,1 года, а на орбиту вокруг Плутона — даже 45 лет. Для электрической ракеты соответственно 1,5, 2,5 и 3 года.

Сочетание достаточно мощных электроракетных двигателей, которые могут быть созданы уже в ближайшие годы для дальних полетов в Солнечной системе, с уже существующими тяжелыми химическими ракетами-носителями, используемыми для вывода электрической ракеты на околоземную орбиту, позволило бы выявить огромные возможности электрических ракет.

Существует проект американских ученых посылки автоматической космической станции с электроракетными двигателями на орбиту Юпитера. Вывод на орбиту предполагается при помощи химической ракеты «Сатурн 1-В». Космический аппарат, стартующий далее к Юпитеру, должен быть оснащен электроракетными двигателями, имеющими удельную тягу 6000—12000 кг/кг·сек. Снабжение электроэнергией должна обеспечивать ядерная турбоэлектрическая силовая установка мощностью 500 киловатт. Общий вес космического аппарата 9100 килограммов — полезная нагрузка, которую может вывести на нужную околоземную орбиту «Сатурн 1-В».

Эти девять с небольшим тонн распределяются следующим образом:

Силовая установка	4160 кг
Рабочее тело	2620 кг
Собственно полезный груз	2320 кг

(Для химической ракеты, задача которой вывести аппарат на орбиту, полезным грузом является весь аппарат, полезным же грузом аппарата являются лишь научная аппаратура, системы связи и т. п.)

Как видим, удельный вес полезной нагрузки очень значителен. После вывода на околоземную орбиту полет должен состоять из нескольких фаз. На орбите запускается ядерная турбоэлектрическая установка, космический аппарат отделяется от химической ракеты-носителя, включаются ионные двигатели (об устройстве этих двигателей — важной разновидности электроракетного семейства — мы расскажем дальше), и аппарат стартует к Юпитеру. 108 дней электрические ракетные двигатели работают на полной мощности. Тяга их хоть и невелика, они за этот срок все больше разгоняют аппарат, он летит по раскручивающейся от Земли спирали, пока не достигает второй космической скорости. После этого следует полет по гелиоцентрической переходной траектории к орбите Юпитера вначале с оптимальной постоянной тягой, а затем по инерции. Эти две фазы длятся соответственно 185 и 230 суток. Во время полета по инерции электростанция работает на пониженной мощности, обеспечивая энергией лишь научную и связную аппаратуру. Затем следуют еще 227 суток полета на полной мощности, и аппарат достигает орбиты Юпитера. Общее время полета должно составить 750 суток. Конечно, это лишь, так сказать, эскизный проект. Однако ясно, что только использование электрической ракеты (конечно, в сочетании со ступенями на химическом топливе) дает возможность послать в дальние дали Солнечной системы (к самому Юпитеру!) относительно тяжелый космический аппарат-разведчик и осуществить этот полет в сравнительно небольшие сроки.

Однако не только дальние космические рейсы, не только полеты при определенных условиях к Венере и Марсу могут быть сферой приложения электроракетных двигателей.

Когда станут реальностью лунные станции с экипажем, на Луну придется доставлять большое количество снаряжения, оборудования, пищи.

Примерные подсчеты свидетельствуют, что электрическая двигательная система с силовой установкой мощностью в мегаватт, весящая около 33 тонн, может доставить с околоземной орбиты к орбите вокруг Луны за 52 дня груз весом 91 тонну. Ракета, затрачивающая на столь «ближний» путь

почти два месяца, конечно, не космический экспресс, скорее это товарный поезд. Но и задачи у нее соответствующие. 91 тонна для космических перевозок — огромный груз.

Малая тяга электрической ракеты при полете на такое относительно небольшое расстояние, как Земля — Луна, приводит к проигрышу во времени по сравнению с химической ракетой.

Не успевает в полной мере проявиться преимущество длительной непрерывной работы электроракетного двигателя. Выигрыш получается в другом — в большой полезной нагрузке!

Однако не только при межпланетных полетах, не только для доставки грузов на Луну «малой скоростью» и на околоземных орбитах электрические ракетные двигатели найдут полезное применение.

Так, электрическая двигательная установка с небольшой тягой как нельзя лучше подходит для компенсации действия сил аэродинамического сопротивления, которое испытывают относительно низко летящие спутники. Сила аэродинамического торможения спутника в разреженных высших слоях атмосферы хоть и невелика, однако, как известно, постепенно заставляет спутник сбавить скорость и спуститься в более плотные слои атмосферы, где он обычно сгорает.

Непрерывно работающий электрический ракетный двигатель тягой в несколько граммов или несколько десятков граммов (в зависимости от размеров спутника и высоты его орбиты) уравнивает силу аэродинамического сопротивления и позволяет продлить срок работы спутника и поддерживать заданную высоту полета. А это весьма важно для автоматических спутников разных назначений — связи, телевизионных ретрансляторов, метеорологических спутников-маяков.

Можно использовать электроракетные двигатели и для перевода спутника или космического корабля с одной орбиты на другую, скажем, более высокую. Это позволяет экономить на стартовой мощности химических ракет — спутник выводится на менее удаленную от Земли орбиту (значит, нужна ракета меньшей тяги, меньше топлива), а затем постепенно в течение достаточно длительного времени разгоняется двигателями малой тяги и переходит на более высокую орбиту. Одна из наиболее насущных задач — использование электроракетных систем для управления с высокой точностью положением спутников на орбите, в частности синхронных коммуникационных спутников, применение этих двигателей в системах ориентации. Именно в качестве рулевых двигателей в системе ориентации впервые в истории ракетной техники были испытаны в полете плазменные электрические ракетные двигатели на советской автоматической космической станции

«Зонд-2». Эта станция, запущенная 30 ноября 1964 года в направлении Марса, имела в качестве исполнительных органов системы ориентации шесть электроракетных плазменных двигателей.

Конечно, эти задачи могут быть решены и с помощью других двигателей малой тяги, скажем, работающих на химическом топливе или на сжатом газе. Но электроракетные двигатели дают существенную экономию. Так, по одному из проектов американской фирмы «Хьюз» для поддержания на заданной орбите спутника весом около 230 килограммов с помощью ионных электроракетных двигателей понадобится израсходовать за три года лишь около 1 килограмма цезия (цезий — рабочее тело многих ионных двигателей). А при использовании применяющихся сейчас реактивных рулевых систем на сжатом газе для этой же цели понадобится 68 килограммов газа. Для космической полезной нагрузки экономия в весе очень существенная.

Первые предложения об электрических ракетных двигателях относятся еще к началу нашего века. В 1911—1912 годах в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами» К. Э. Циолковский писал: «Может быть с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам».

В 1923 году известный немецкий ученый Герман Оберт в своей книге «Путь в мировое пространство» довольно подробно рассматривал возможность создания электростатических ракетных двигателей, предвидит их малую тягу и указывает, что, несмотря на это, они способны обеспечить в космосе большую скорость ракеты.

Проблемы электрических ракетных двигателей привлекли внимание также крупного американского ученого в области ракетной техники Роберта Годдарда.

В 1928—1929 годах В. П. Глушко был разработан проект космического корабля «Гелиоракетоплан». Он должен был представлять собой полую сферу с кольцевым поясом электрических ракетных двигателей. Для снабжения их электроэнергией корабль должна была окружать плоская батарея солнечных термоэлементов.

Первый в мире экспериментальный электрический ракетный двигатель (электротермического типа) был теоретически разработан, построен и испытан В. П. Глушко в ГДЛ в 1929—1933 годах. Двигатель состоял из камеры с соплом, в которую специальным ролико-шестеренчатым механизмом подавались металлические проволоочки. Они взрывались в камере импульсными разрядами электрического тока и превращались в пары металла, которые, истекая из сопла, создавали тягу. Вместо проволок в камеру через форсунки-электроды могли

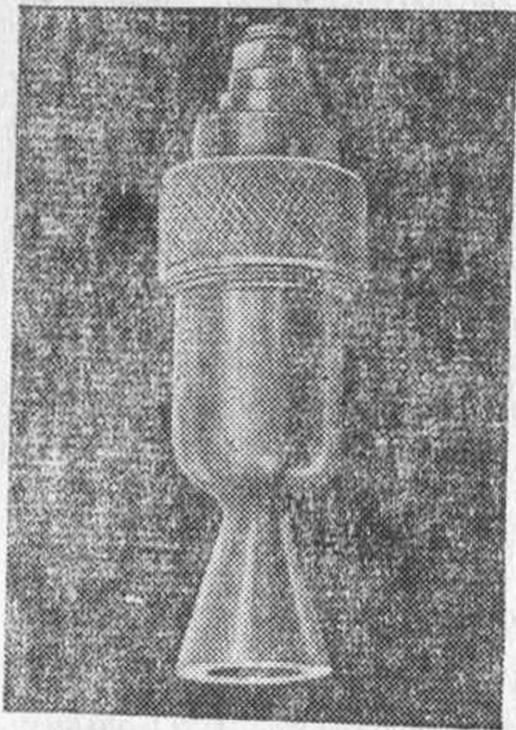


Рис. 17. Первый в мире электротермический ракетный двигатель, созданный В. П. Глушко (1929—1933 гг.)

подаваться струйки токопроводящих жидкостей (ртути, электролитов), которые также взрывались электрическим током. При испытаниях двигатель работал непрерывно (в импульсном режиме) несколько минут.

Электротермический ракетный двигатель

В настоящее время различают три основных типа электрических ракетных двигателей. Наиболее близки к обычным, химическим ракетам так называемые электротермические ракетные двигатели. Газообразное рабочее тело в них, как и в химических и в атомных ракетах, ускоряется также благодаря нагреву, но нагрев осуществляется не вследствие химической реакции, не в результате выделения тепла атомным реактором, а с помощью электричества, скажем, в пламени электрической дуги.

Уже сейчас известны электротермические ракетные двигатели нескольких типов. Наиболее разработаны, пожалуй, два из них — электродуговой и двигатель с омическим подогревом.

В камере электродугового двигателя, через которую проходит рабочий газ, находится система электродов. Роль катода играет центральный электрод, а анодом служат стенки сопла. Между катодом и анодом горит электрическая дуга. Газ — рабочее тело нагревается, расширяется и, вытекая из сопла, получает ускорение. Температура дуги весьма велика — она может достигать десятков тысяч градусов. Но температура газа в камере ниже — велики потери тепла, кроме того, температура ограничивается также стойкостью стенок камеры. И все же она гораздо выше, чем в химических или ядерных ракетах, до 5000 градусов. За рубежом испытывается ряд образцов электродуговых ракетных двигателей.

Электродуговой 30-киловаттный двигатель на переменном токе, созданный в лабораториях фирмы «Дженерал Электрик» (США), работает на водороде. При скорости истечения водорода до 10—11 километров в секунду он развивает тягу 225 граммов и достигает к.п.д. процесса преобразования энергии до 44%.

Мы уже упоминали о том, что электрические ракетные двигатели должны работать длительный срок — лишь это может при известных условиях компенсировать их малую силу тяги. В электродуговых двигателях добиться этого до-

вольно трудно. Подводят электроды—вследствие эрозии они постепенно разрушаются. Чтобы затормозить процесс разрушения электродов, ученые идут на разные ухищрения. Так электроды делаются полыми и внутри их циркулирует охлаждающая жидкость. Весьма эффективно магнитное вращение дуги, когда дуга возникает не между одними и теми же точками кольцевых электродов, а под воздействием специального магнитного поля скользит, вращается по кольцу электродов. Это заметно снижает их износ.



Рис. 18. Плазменный электроракетный двигатель (США).

Созданы также и первые электротермические двигатели с омическим подогревом. В них тепловая энергия вырабатывается не в рабочем теле, как в электродуговых двигателях. Рабочее вещество в таком двигателе нагревается при контакте с сопротивлением из тугоплавкого металла, по которому пропускают электрический ток, т. е. в принципе так же, как воздух в электрическом домашнем камине. В одном из образцов водород нагревается в цилиндрической вольфрамовой трубе теплообменника.

В другой модели нагревательным элементом служит вольфрамовая проволочная спираль. Двигатели с омическим подогревом более просты при запуске и в работе, чем электродуговые двигатели. Вообще это, пожалуй, самые простые электрические ракетные двигатели, однако эффективность их ограничивается температурой нагрева нагревательных элементов. Температура электрически нагреваемых вольфрамовых элементов может достигать 3000 градусов. Скорость истечения получена в двигателях с омическим подогревом до 8000 метров в секунду, и вероятно, может быть доведена до 10 километров, к. п. д. процесса преобразования энергии достигает 70%.

Чтобы продемонстрировать возможность использования двигателя с омическим подогревом в системе управления положением спутника, одна из американских фирм провела 30-часовые наземные испытания такого двигателя малой мощности, в течение которых он запускался несколько сот раз. Потребляя всего 100 ватт электроэнергии напряжением 28 вольт, этот двигатель успешно работал, развивал силу тяги

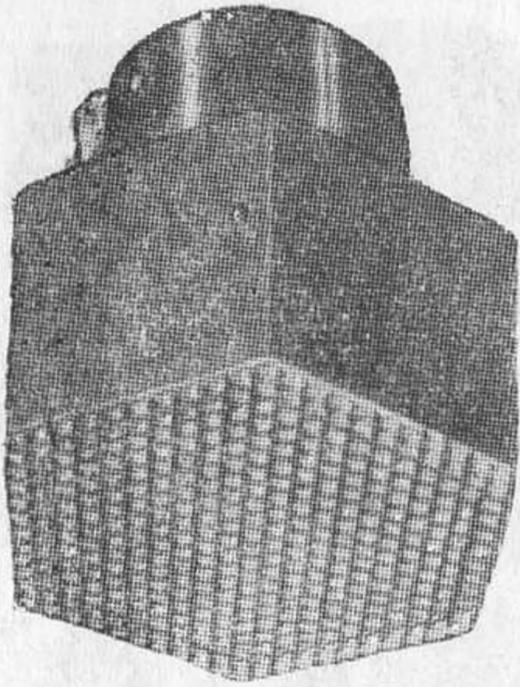


Рис. 19. Контактный ионизатор одного из американских ионных ракетных двигателей.

около 1 грамма (рабочее вещество — аммиак).

Электротермические двигатели, в которых используется тепловое ускорение рабочего вещества, имеют ограниченную скорость истечения этого вещества — она лишь в 3—5 раз больше, чем в химических ракетах. Однако и это позволяет заметно увеличить полезную нагрузку в космических перевозках. Надо думать, что такие двигатели займут свое место в обширном семействе ракетных двигателей.

В двух других типах электроракетных двигателей принципиально отличная, электрическая система ускорения рабочего тела.

Замена теплового ускорения электрическим позволяет не только получить очень большую скорость истечения рабочего вещества, но, что также весьма важно, высокая скорость достигается при умеренных температурах. Это повышает надежность двигателя и уменьшает потери энергии.

В плазменном (магнитогидродинамическом) двигателе рабочее вещество превращается в ионизированный газ (плазму) и ускоряется в электромагнитном поле. В ионной ракете используется ускорение ионов в электростатическом поле.

Плазменные двигатели

Более 130 лет назад Фарадей открыл, что в проводнике, движущемся в магнитном поле, появляется электрический ток. Этот принцип широко используется для получения электрической энергии в обычных электрогенераторах.

Процесс этот обратим — если через проводник, находящийся в магнитном поле, пропускать ток, проводник получит поступательное движение, будет ускоряться.

Проводник не обязательно должен быть медным стержнем, как в первых опытах Фарадея. Это может быть и жидкость и газ.

Описанный принцип как раз и использован в магнитогидродинамическом ракетном двигателе. Здесь сильно нагретый в пламени электрической дуги (есть и другие способы) газ превращается в плазму — электрически нейтральный ионизированный поток газа с высокой концентрацией заряженных частиц, содержащий практически одинаковое количество положительных и отрицательных зарядов.

Плазму помещают в магнитное поле и пропускают через

нее электрический ток, благо плазма чудесный проводник. Благодаря взаимодействию электрического и магнитного полей плазма выталкивается, получает ускорение. Плазму ускоряет так называемая электромагнитная массовая сила. Она равна векторному произведению плотности электрического тока, текущего через плазму, на напряженность пересекающего плазму магнитного поля. Такова в нескольких словах общая схема работы плазменных двигателей.

Плазменные двигатели можно разделить на два основных типа: двигатели непрерывного действия, из которых струя рабочего вещества вытекает непрерывно, и двигатели импульсного действия, так называемые «плазменные пушки», из которых рабочее вещество «выстреливается», вытекает импульсами с определенной частотой.

Некоторые ученые полагают, что пульсирующие ускорители способны дать более высокую эффективность, чем плазменные двигатели непрерывного действия. В них достигается более высокая электрическая мощность. Прерывистый режим работы вызывает меньший нагрев элементов конструкции. Полагают, что при достаточно высокой частоте пульсаций (от 100 до 1000 пульсаций в секунду) в этих двигателях может быть достигнута более высокая удельная тяга.

Однако пульсирующие двигатели конструктивно сложнее — повторный характер действия вызывает ряд осложнений. Весьма сложно также получить высокую частоту пульсаций.

В настоящее время известно уже около ста различных разновидностей плазменных ускорителей как непрерывного, так и пульсирующего действия. Они подразделяются на 5—6 основных типов.

Относительно просты по конструкции и в работе плазменные ускорители с постоянным магнитным полем. Их можно, по существу, рассматривать как дополнительные форсажные устройства к электродуговым двигателям, о которых мы рассказывали раньше. В самом деле, в пламени электрической дуги рабочее вещество нагревается, ускоряется и, вытекая из сопла, создает реактивную тягу. При этом рабочий газ под сильным тепловым воздействием электрической дуги ионизируется, превращается в плазму. Если поток плазмы пропускать между полюсами магнита, расположенными по обе стороны струи, а в другой плоскости к струе плазмы подвести два электрода, к которым подается ток, то струя плазмы будет ускоряться электромагнитной силой. К первоначальному тепловому ускорению добавится электромагнитное.

В других типах плазменных двигателей — безэлектродных превращение рабочего газа в плазму производится с помощью индукционного нагрева в высокочастотном электрическом поле. Полученная плазма ускоряется в устройстве, называемом магнитным соплом. В этом сопле внешнее магнит-

ное поле заставляет поток плазмы сжиматься и ускоряет его течение. Двигатели с магнитным сжатием плазмы бывают и импульсного действия.

Большим преимуществом двигателей с индукционным нагревом по сравнению с двигателями, в которых электроды находятся в контакте с плазмой, является то, что снимается проблема эрозии электродов и другие эксплуатационные ограничения.

В ускорителе с бегущей волной плазма получается также путем индукционного высокочастотного нагрева. В этом двигателе рабочее вещество из источника плазмы направляется в цилиндрическую секцию, где оно ускоряется бегущей магнитной волной, которую создает многофазная система катушек переменного тока. (Вдоль трубки к соплу непрерывно бегут волны магнитного поля, разгоняя заключенную в трубке плазму.)

За рубежом интенсивно ведутся работы над так называемыми линейными ускорителями—плазменными двигателями рельсового типа. Основой таких двигателей являются 2 параллельные токопроводящие шины — металлические пластины (иногда проволоки). Периодически возникающий плазменный шнур замыкает шины между собой и под воздействием магнитного поля разгоняется вдоль шин и вытекает из сопла.

Вариантом такого ускорителя является коаксиальная плазменная пушка, где вместо шин-пластинок использованы соосные цилиндры. Из такого ускорителя плазма вытекает в виде колец.

Большинство созданных плазменных двигателей развивает тягу от долей грамма до нескольких десятков граммов, в отдельных ускорителях удалось получить тягу порядка сотен граммов. Что касается такой важной характеристики, как скорость истечения рабочего вещества, то она достигает в уже созданных моделях магнитогидродинамических ускорителей 30—150 километров в секунду, что примерно в 10—50 раз больше, чем в термохимической ракете. Очевидно, что плазменные двигатели позволят получать еще большие скорости истечения; как говорят инженеры, на два порядка больше, чем в химических ракетах, и в 10—20 раз больше, чем в ракетах ядерных. А выгоды высоких скоростей истечения рабочего вещества нам уже известны.

Ионные двигатели

Еще большие, чем в плазменных двигателях, скорости вытекающей реактивной струи позволяют получить ионные электроракетные двигатели. С их помощью можно получить скорость истечения рабочего вещества, в 100—200 и даже бо-

лее раз превышающую аналогичную скорость в термохимических ракетах.

В ионном двигателе рабочее вещество ускоряется не в магнитном поле, как в плазменных ускорителях, а в электростатическом поле, поэтому их называют часто электростатическими двигателями. Само собой разумеется, что такое ускорение становится возможным лишь в том случае, если частицы рабочего вещества обладают электрическим зарядом. Рабочим веществом для ионных двигателей обычно служит ионизированный газ, состоящий из положительно заряженных ионов и электронов (последние, как известно, несут отрицательный заряд).

Ускорение происходит в соответствии с законом Кулона, по которому одноименные электрические заряды взаимно отталкиваются, а разноименные притягиваются. Когда ионизированное рабочее вещество в ускоряющей камере электростатического двигателя попадает в электрическое поле, то положительно заряженные ионы устремляются к катоду. Пройдя через ряд электродов, имеющих значительную разность потенциалов, частицы ускоряются до очень больших скоростей и выбрасываются из сопла ракеты, создавая тягу. Электроны электрически отсасываются из ионизированного газа.

У читателя может возникнуть вопрос, почему, собственно, нужно обязательно ускорять ионы — тяжелые заряженные частицы (такими частицами могут быть не только атомарные и молекулярные ионы, но и заряженные коллоидальные частицы и даже пылинки и капли), а не электроны? Именно потому, что эти частицы тяжелые (весьма относительно, конечно). Дело в том, что реактивная сила равна произведению секундной массы вытекающих из сопла ракеты частиц на их скорость.

Ионы цезия, например, который используется в качестве рабочего вещества во многих созданных моделях электростатических двигателей, в 250 тысяч раз тяжелей электронов. Легко сообразить, до каких фантастических скоростей надо разогнать реактивную струю, если она будет состоять не из ионов, а из электронов, чтобы получить эквивалентную реактивную силу.

Любой ионный ракетный двигатель должен прежде всего иметь устройство для ионизации рабочего вещества, затем устройство, где это ионизированное рабочее вещество будет с помощью электрического поля разгоняться до больших скоростей. Разумеется, нужны также баки для хранения рабочего вещества и система его подачи в ионизатор. Этим, однако, не исчерпывается простейшая схема электростатического ракетного двигателя.

Нам уже ясно, что разгонять выгодно струю положитель-

но заряженных ионов. Электроны специально отсасываются, отбираются от рабочего вещества. Однако если из ракеты будет истекать поток только положительных зарядов, то она сама скоро получит мощный отрицательный электрический заряд и возникнет электрическое поле, которое будет препятствовать истечению положительных частиц. Двигатель перестанет работать. Чтобы ионная ракета работала, необходимо обеспечить истечение строго равного количества положительно и отрицательно заряженных частиц.

Поэтому в любом ионном двигателе необходим еще один элемент — нейтрализатор, т. е. устройство, с помощью которого в отработавшую реактивную струю подаются электроны, ранее отобранные из нее.

Схема движения рабочего вещества в ионном двигателе следующая: поток нейтральных частиц делится на два рукава — поток положительно заряженных ионов и поток электронов; затем ионный поток разгоняется в ускоряющей камере благодаря электростатическим силам, действующим между электродами этой камеры и зарядом частиц, создает тягу; после этого ионный и электронный потоки вновь смешиваются, образуя нейтральную плазму.

Итак, ионный двигатель должен состоять из бака, системы подачи рабочего вещества, ионизатора, устройства для отбора электронов, ускоряющей камеры и нейтрализатора.

Конечно, как и любой электрический ракетный двигатель, ионный двигатель должен иметь еще и источник электрической энергии.

Бак может представлять собой металлический сильфон, в котором в жидком виде хранится рабочее вещество. Из бака оно вытесняется в нужном количестве в подогреватель, в котором испаряется, превращается в газ. Затем газообразное рабочее тело поступает в ионизатор. Это один из наиболее важных и сложных элементов ионного двигателя. Недаром именно по способу ионизации подразделяют электростатические двигатели на несколько основных типов.

Разработаны три основные системы ионных двигателей в зависимости от способа ионизации: двигатели с поверхностной ионизацией, двигатели с электронной бомбардировкой, двигатели с электродуговым источником ионов.

Пожалуй, наиболее хорошо разработаны ионизаторы с контактной поверхностной ионизацией. Их действие основано на том, что при соударении атомов рабочего вещества с поверхностью ионизатора атом рабочего вещества при известных условиях может потерять свой внешний электрон, который переходит на материал ионизатора. Это происходит в тех случаях, когда энергия ионизации вещества (т. е. работа, необходимая для отрыва электрона) меньше, чем так называемая работа выхода материала ионизатора (т. е. энер-

гия, необходимая для того, чтобы электрон материала ионизатора оторвался от своего атома и превратился в свободный электрон). Поэтому для ионных ракетных двигателей подбирают обычно рабочее вещество с небольшой энергией ионизации. Малой энергией ионизации обладают щелочные металлы, в особенности цезий, который имеет, впрочем, и другие преимущества при использовании в ионных двигателях. (Напомним, что, прежде чем попасть в ионизатор, металл приводится в газообразное состояние, следовательно, желательно, чтобы он имел невысокие температуры плавления и кипения).

Для ионизатора же выбирают материал с большой работой выхода — этим условиям отвечают платина, иридий, вольфрам и некоторые другие материалы. Кроме того, этот материал должен быть тугоплавким, так как ионизатор приходится нагревать. Дело в том, что получивший заряд атом, т. е. ион, притягивается к поверхности ионизатора электростатическими силами. Их можно преодолеть, нагревая поверхность ионизатора. В противном случае на поверхности ионизатора образуется пленка из ионов рабочего вещества и он перестает работать.

В созданных моделях ионных двигателей наиболее часто применяется пара вольфрам (ионизатор) — цезий (рабочее вещество).

Одним из важных условий, предопределяющих возможные варианты конструкции ионизатора, является требование, чтобы все атомы рабочего вещества соприкоснулись с нагретой поверхностью ионизатора. Ведь каждый атом, оставшийся нейтральным, не превратившись в ион, является балластом в ускоряющей камере. Электрическое поле на него не действует, он не создает тяги, тормозит реактивную струю.

Известны ленточные ионизаторы, сетчатые ионизаторы с одной или несколькими вольфрамовыми сетками и некоторые другие типы. Однако наибольшее внимание исследователи уделяют пористым ионизаторам.

Такой ионизатор представляет собой коробочку с крышкой в виде тонкой пластинки из спеченного пористого вольфрама. (Собственно, ионизатором служит как раз эта пластинка). Пары цезия поступают в коробочку и затем проходят через поры пластинки, атомы цезия многократно соударяются с зернами вольфрама, ионизируются.

В газоразрядных ионных двигателях (иначе — двигатели с электронной бомбардировкой) ионизация происходит благодаря электронному удару.

Общая схема двигателя с электронной бомбардировкой несложна. Рабочее вещество (есть газоразрядные двигатели также на цезии, но здесь в отличие от двигателей с контактной ионизацией часто успешно используется ртуть) в баке на-

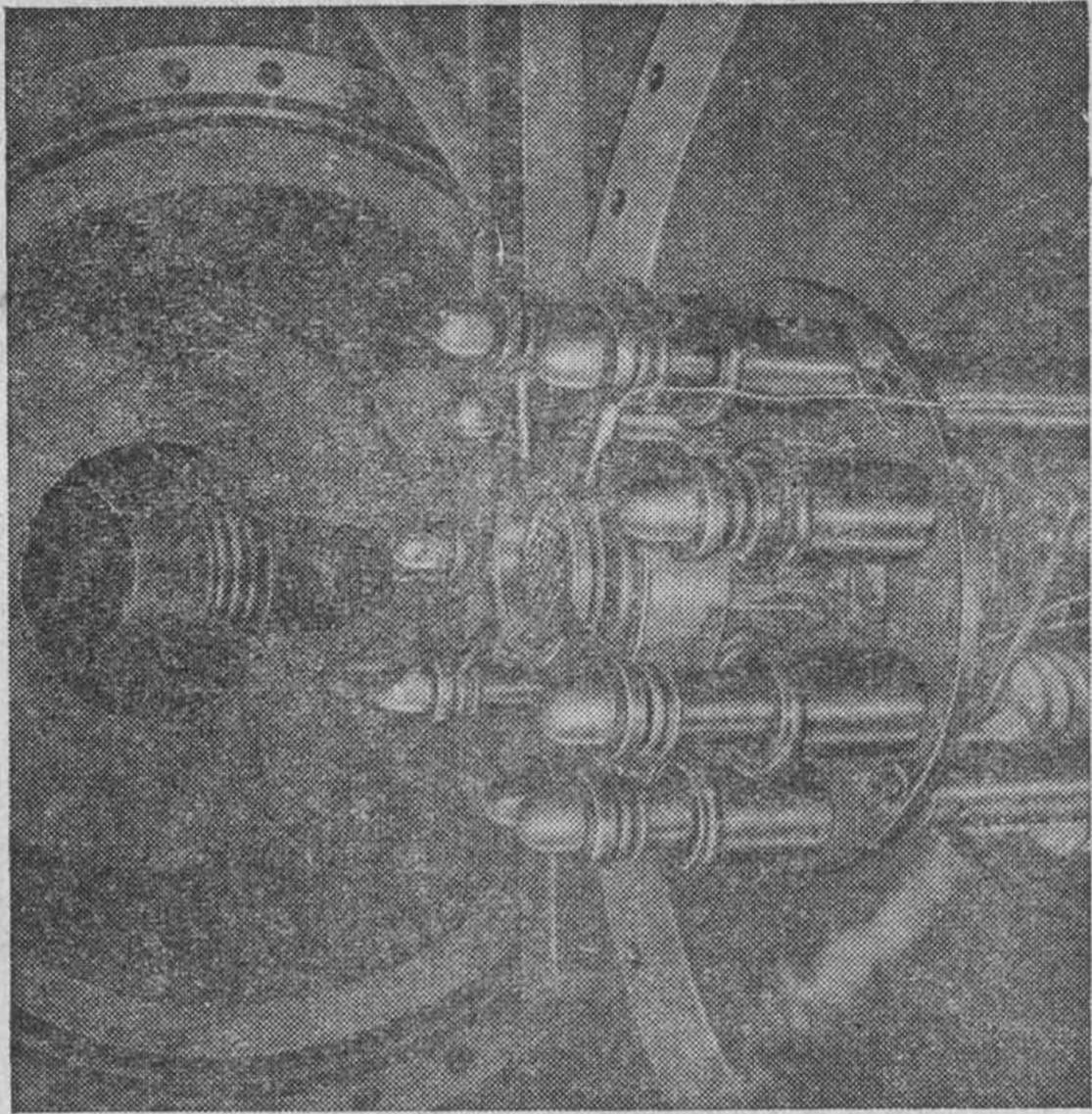


Рис. 20. Ионный двигатель, смонтированный для испытаний в вакуумной камере (США).

гревается с помощью электричества, испаряется и через небольшое дозирующее отверстие направляется в ионизатор, имеющий цилиндрический анод и смонтированный по оси катод. С катода эммитируются электроны, которые, соударяясь с атомами паров ртути, ионизируют ее. Чтобы достичь более или менее значительной степени ионизации, надо заставить электроны поработать более добросовестно, увеличить их «рабочее время», а значит не дать им сразу уйти на анод. Этого достигают с помощью специального магнитного поля, заставляющего электроны колебаться.

Ионизированные атомы ртути продвигаются к выходу из ионизатора. Здесь они фокусируются экранной сеткой и ускоряются разностью напряжений между положительно заряженным экраном и отрицательно заряженной ускоряющей сеткой.

Дугоплазмотрон — электродуговой ионизатор с механическим (с помощью диафрагмы) или магнитным сжатием канала дуги позволяет получать ионный поток с большой плотностью тока и высоким коэффициентом использования рабочего вещества.

Общая схема работы такого ионизатора следующая.

Электродуговой разряд происходит в газовой среде с низким давлением между термоэмиссионным катодом и анодом.

Между электродами находится диафрагма, сжимающая дугу. Магнитное поле, действующее по оси электрической дуги, дополнительно сжимает разряд. В области дуги образуется плазма высокой плотности, из которой электрическим полем отсасывают ионы.

В большинстве созданных моделей электростатических ракетных двигателей ускоряются атомарные или молекулярные ионы рабочего вещества. Однако существует также принципиальная возможность электрического ускорения гораздо более тяжелых заряженных частиц — коллоидальных и даже мелких пылинок и капель.

Тяга ионного двигателя зависит от общей массы вытекающих в реактивной струе ионов и электрической мощности этой струи. Если струя состоит из легких частиц, то их должно быть много, т. е. сила тока велика (ведь это не просто частицы, каждая несет электрический заряд), а ускоряющее напряжение невелико. Если частицы тяжелые, то их для той же тяги может быть меньше, значит меньше и сила тока, но зато (при той же электрической мощности) больше должно быть ускоряющее напряжение.

Благодаря большой массе применение тяжелых частиц может дать определенное преимущество в количестве выходящей заряженной массы, приходящейся на единицу затрачиваемой для зарядки этих частиц энергии. Применение тяжелых частиц позволяет также получить выигрыш в весе и размерах камер ионизации и ускоряющих камер.

В электроракетных двигателях на коллоидных частицах в будущем могут быть использованы элементы конструкции, ставшие ненужными на ракете, скажем, отработавшие алюминиевые баки из-под топлива. Алюминий имеет низкую температуру плавления и легко испаряется. Коллоидные частицы из него могут быть получены конденсацией однородных капелек парообразного алюминия. Эта идея сейчас обсуждается некоторыми зарубежными учеными.

Здесь уместно будет отметить, что первым идею использования металлических элементов конструкции ракеты в качестве топлива для ракетных двигателей выдвинул наш соотечественник, один из пионеров ракетной техники — Фридрих Артурович Цандер.

Коллоидные двигатели пока еще находятся на начальной стадии развития и исследованы гораздо хуже цезиевых и ртутных ионных двигателей.

Вообще же разработка электростатических ракетных двигателей идет успешно. Многие их образцы тысячи и тысячи часов испытывались в лабораториях. Несколько ионных двигателей опробовалось в условиях космического полета.

Одно из главных достоинств ионных двигателей — возможность получить очень высокую скорость истечения реак-

тивной струи. Важное положительное качество — способность работать с относительно холодной плазмой. Рабочие температуры ионных двигателей значительно меньше, чем в электротермических и плазменных ускорителях. Достигнутый к.п.д. ионных двигателей значительно выше, чем в двух других типах электрических ракет. Есть у ионных ускорителей и существенные недостатки. В них используется для ускорения реактивной струи сила электрического давления, которое меньше магнитного. Поэтому ионный двигатель дает меньше тяги на единицу поперечного сечения, чем плазменный. Необходимость разделения плазмы на два потока (ионов и электронов) в ионном двигателе, потребность в нейтрализаторе и т. п. делают ионные ускорители весьма сложными в конструктивном отношении, они тяжелы сами и требуют обычно более тяжелых источников энергии (потребность в более высоком напряжении).

В последнее время делаются попытки создать комбинированные ускорители, электроракетные двигатели смешанного типа.

В космосе «Янтарь»

Еще одна возможная сфера применения электроракетных двигателей связана с идеей использования верхних разреженных слоев атмосферы для экономичного управляемого полета орбитальных аппаратов. Идея использования верхней атмосферы для орбитальных полетов была высказана еще в трудах К. Э. Циолковского и Ф. А. Цандера. Главное в этой проблеме — возможность использовать воздух в качестве рабочего тела для орбитального полета в верхних разреженных слоях атмосферы, подобно тому как он используется в воздушно-реактивных двигателях современных самолетов, летающих относительно невысоко над Землей.

На первый взгляд дело кажется простым — усовершенствовать современные турбореактивные двигатели и выигрыш будет двойной. Как и на самолетах, воздух будет использован и в качестве компонента рабочего тела, и как окислитель горючего.

Однако на пути такого использования стоят принципиальные трудности. Дело в том, что воздух в верхних слоях атмосферы, где возможен орбитальный полет, очень разрежен. Так, на высотах 95—100 километров плотность воздуха уже в миллион раз меньше, чем у поверхности Земли, и с ростом высоты продолжает быстро падать. А ведь для работы реак-

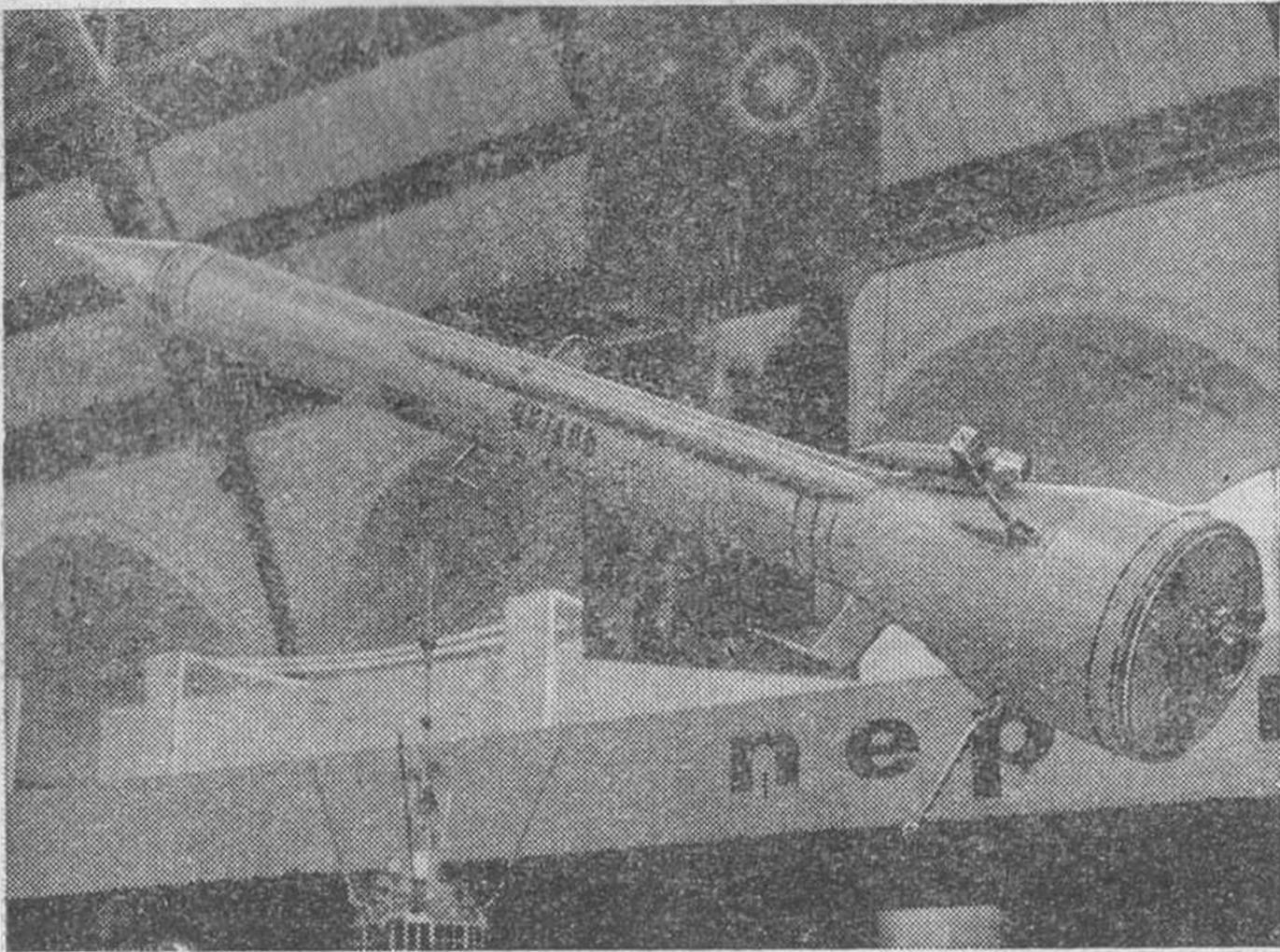


Рис. 21. Ракета «Янтарь», на которой испытывались советские плазменно-ионные двигатели.

тивного двигателя через него должно проходить очень большое количество воздуха. Выражаясь языком специалистов, массовый забор воздуха через воздухозаборник двигателя должен быть большим. Количество воздуха, поступающего в двигатель, зависит, однако, не только от плотности воздуха. Поступление воздуха из атмосферы пропорционально плотности воздуха, умноженной на скорость полета.

Расчеты показывают, что благодаря большой скорости орбитального полета (первая космическая скорость — примерно 8 километров в секунду), даже на высоте 100 километров при диаметре воздухозаборника 3,5 метра расход воздуха через аппарат составит 10 тонн в сутки, или 0,1 килограмма в секунду.

Теоретические исследования советских и иностранных ученых по механике полета показали, что такое количество воздуха, поступающего через воздухозаборник, может быть использовано для создания реактивной тяги. Однако для компенсации лобового сопротивления аппарата и создания реактивной тяги скорость реактивной струи, вытекающей из двигателя, должна быть значительно больше скорости воздуха на входе в воздухозаборник (последняя равна скорости полета аппарата), т. е. значительно больше 8 километров в секунду. Ученые подсчитали, что в случае забора воздуха из атмосферы желательна скорость истечения реактивной струи двигателя в несколько десятков километров в секунду. Но мы уже знаем, что такие скорости истечения недостижимы в хи-

мических тепловых ракетных двигателях. И здесь могут прийти на помощь электроракетные двигатели.

Для исследования особенностей работы газовых электроракетных двигателей в условиях верхней атмосферы в Советском Союзе с помощью геофизических ракет были произведены запуски на высоты 100—400 километров автоматических ионосферных лабораторий «Янтарь» с газовыми плазменно-ионными двигателями.

Лаборатория «Янтарь-1» была запущена в октябре 1966 года. На ней был установлен плазменно-ионный двигатель, состоящий из газового плазменного источника, электростатического ускорителя ионной реактивной струи и нейтрализатора-эмиттера электронов. В качестве рабочего тела ЭРД в этом эксперименте был использован аргон. Главная задача эксперимента состояла в том, чтобы исследовать взаимодействие реактивной струи плазменно-ионного двигателя с летательным аппаратом в условиях полета в ионосфере.

Подача рабочего тела была включена за 12 секунд до старта ракеты. Программное устройство включило плазменно-ионный двигатель на высоте примерно 160 километров. В течение дальнейшего полета — подъема до высоты 400 километров и спуска — было проведено 11 циклов включения и работы двигателя. Проведенные измерения показали, что в результате сложного взаимодействия газовой ионной струи и нейтрализатора с плазмой ионосферы около 20% энергии реактивной струи расходовалось на процесс нейтрализации. Скорость истечения реактивной струи составила примерно 40 километров в секунду, т. е. в 10 раз больше, чем у весьма совершенных ЖРД.

В другом полете плазменно-ионный ЭРД работал на азоте. Кроме термоэмиссионных нейтрализаторов, которые применялись при исследовании двигателя на аргоне, применялись эффективные плазменные нейтрализаторы. В таком нейтрализаторе хлористый цезий при температуре 650—670°C давал необходимый поток пара, который поступал на раскаленную поверхность эмиттера из сплава вольфрама с рением.

На высоте 160 километров двигатель был предварительно включен для прогрева без подачи высокого ускоряющего напряжения.

Полное включение ЭРД на азоте с ускоряющим напряжением 2100—2200 вольт было произведено на высоте 250 километров.

Двигатель устойчиво работал при подъеме до максимальной высоты (325 километров) и последующем спуске до высоты примерно 110 километров. Скорость реактивной струи в этом плазменно-ионном двигателе достигла 120 километров в секунду, и на нейтрализацию расходуется только 0,5% энергии реактивной струи.

Испытывался также плазменно-ионный двигатель на воздухе в полете лаборатории «Янтарь» на высоту до 370 километров. Он устойчиво работал и дал скорость истечения реактивной струи 140 километров в секунду. Расход на нейтрализацию — только 0,3% энергии реактивной струи.

Исследования, проведенные в ионосфере в полетах автоматических лабораторий «Янтарь», показали, что газовые плазменно-ионные двигатели надежно работают на высоте 100—400 километров при высоких скоростях истечения реактивной струи (140 километров в секунду — это примерно в 35 раз больше скорости истечения в ЖРД!) Электроны, генерируемые плазменными нейтрализаторами, обеспечивают эффективную нейтрализацию ионной реактивной струи.

Мы убедились, что электрические ракетные двигатели незаменимы для решения многих задач в освоении космоса. Но для их работы необходима электрическая энергия.

Электростанция в космосе

Многочисленные космические аппараты, запускаемые в космос и не снабженные электрическими ракетными двигателями, также нуждаются в электрической энергии — она нужна для связи с Землей, для работы многих приборов и агрегатов. Но электрические ракетные системы требуют гораздо большего количества электроэнергии. На борту ракеты нужна настоящая электростанция и в ряде случаев достаточно большой мощности.

К бортовым источникам электроэнергии для электрических ракет предъявляются весьма жесткие требования. Они должны иметь высокий к.п.д., быть очень надежными и работать в течение длительного времени, вырабатывать возможно большую электрическую мощность на каждый килограмм собственного веса. Для преобразования различных видов энергии в электрическую и для накопления электроэнергии требуется весьма тяжелое оборудование. Источники электроэнергии поэтому являются самыми тяжелыми агрегатами электроракетных силовых установок.

Реальное значение для производства электричества на космических аппаратах могут иметь источники энергии трех видов: использующие химическую энергию, солнечную энергию и ядерную энергию.

К первому виду относятся батареи, аккумуляторы, топливные элементы и некоторые другие системы, ко второму — системы с солнечными элементами и термодинамические и тер-

моэлектрические системы с нагревом с помощью зеркал и линз, к третьему — реакторные системы и радиоизотопные установки или, как их иногда называют, атомные батареи.

Обычные батареи и аккумуляторы электроэнергии широко используются на космических аппаратах для электропитания различных систем, в первых летных испытаниях в США электроракетные двигатели также получали электроэнергию от аккумуляторов, и все же они не имеют практического значения для электрических ракетных двигателей, предназначенных для сколько-нибудь длительной работы — слишком мала накапливаемая ими электроэнергия.

В аккумуляторах, превращающих химическую энергию непосредственно в электрическую, «топливом» служит материал электродов. По мере выработки электрического тока расходуются электроды.

В так называемых топливных элементах принцип действия тот же, что и в аккумуляторах — химическая реакция идет с выделением электрической энергии. Только расходуются не электроды, а вещества, непрерывно подаваемые в элемент из специальных баков.

Топливные элементы позволяют получить гораздо более значительный выход энергии на единицу веса. Их удельная емкость на 1 кг веса батареи в 10—15 раз больше, чем у обычных аккумуляторов. К.п.д. созданных топливных элементов достигает 80% (к.п.д. превращения химической энергии в электрическую) и может быть еще более высоким. Срок работы достигает многих сотен (и даже нескольких тысяч) часов.

Довольно широко известен кислородно-водородный топливный элемент. Схема его работы несложна. Хранящиеся в баках в жидком виде кислород и водород испаряются и подаются в герметический элемент, где происходит реакция образования воды с выделением электричества.

Конструктивно элемент представляет собой герметическую коробку, разделенную пористой перегородкой — ионообменной мембраной. В одну половину коробки подается кислород, во вторую — водород. Поступают они через пористые металлические электроды. На одном электроде происходит ионизация выделяющегося водорода. Положительные ионы водорода через ионообменную мембрану проникают во вторую половину элемента, ко второму электроду.

А освободившиеся при ионизации водорода электроны по внешнему контуру подаются ко второму электроду — течет электрический ток. У второго электрода, который выделяет отрицательные ионы кислорода, из них и проникших через мембрану положительных ионов водорода образуется вода. От электродов отводится электрический ток. Известны и другие системы топливных элементов (на других видах топлива).

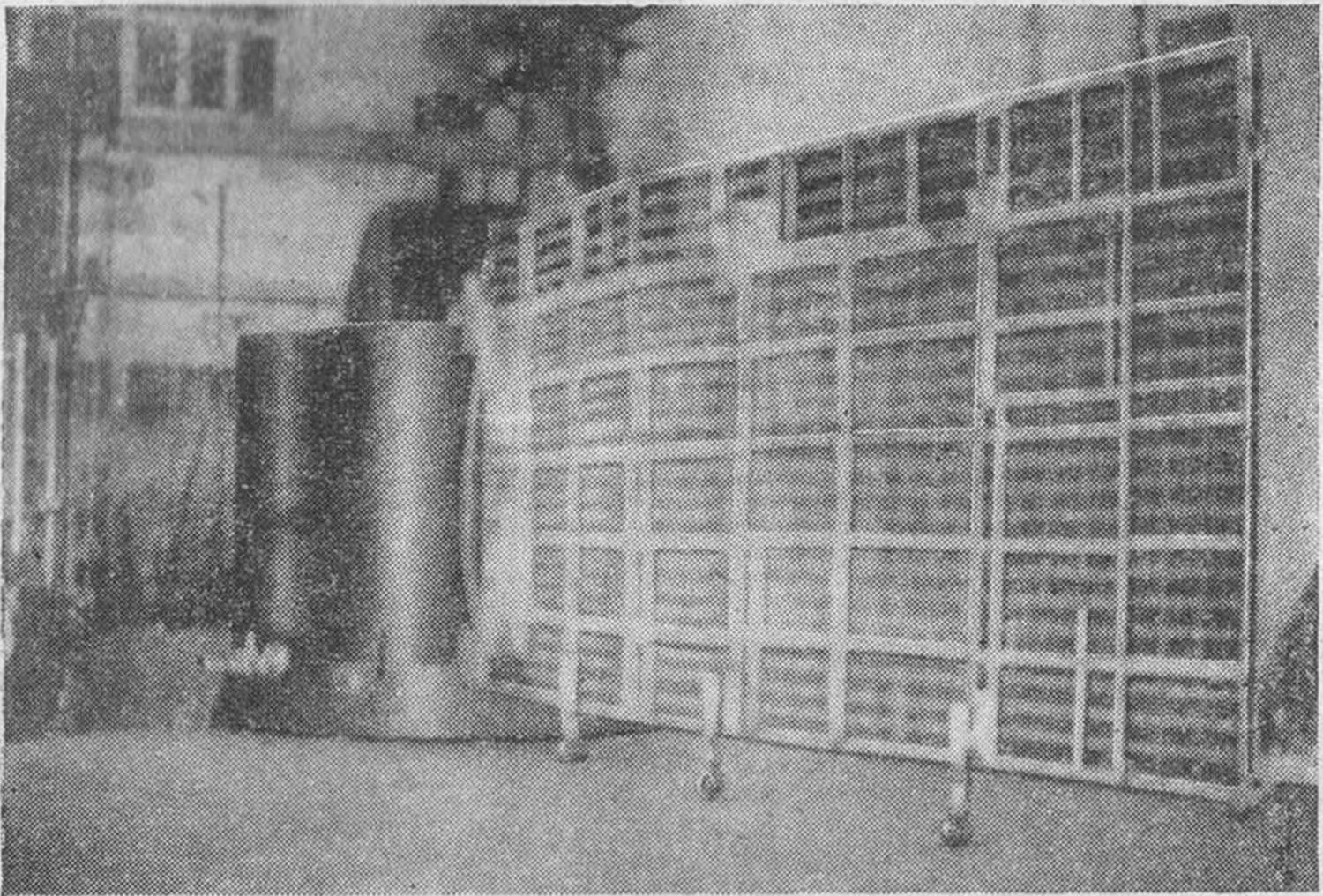


Рис. 22. Панель солнечных батарей космического корабля «Союз».

Топливные элементы могут быть использованы в некоторых электрических ракетных системах с ограниченными задачами. Однако ясно, что ни по мощности, ни по длительности действия они не могут удовлетворять создателей электрических ракет.

Весьма заманчива идея использовать в качестве источника энергии излучение Солнца. Система, основанная на использовании солнечной энергии, позволяет потреблять энергию из источника, вес которого не является частью веса ракеты. Конечно, для преобразования солнечной энергии в электричество также требуются специальные установки и, как мы увидим, довольно громоздкие и тяжелые, но топлива, баков для его хранения и систем подачи уже не нужно.

Солнце излучает огромное количество энергии. Вблизи Земли солнечный поток имеет мощность 1,3 киловатта на квадратный метр, на орбите Марса его энергия ослабевает более чем вдвое — $0,6 \text{ кВт/м}^2$. У Юпитера, который находится от Солнца на расстоянии 788 миллионов километров, энергия нашей звезды совсем уже невелика — $4,8 \cdot 10^{-2} \text{ кВт/м}^2$. Зато при полете к внутренним планетам Солнечной системы поток энергии, поступающий на солнечные преобразователи, будет быстро нарастать. У Венеры он составит более $2,5 \text{ кВт/м}^2$, а у Меркурия — даже $8,6 \text{ кВт}$.

Использовать солнечную энергию для получения электричества можно, фокусируя лучи Солнца с помощью зеркал или линз на специальном котле с рабочим телом турбоэлектрического генератора, в термоионных преобразователях, в

термоэлектрических генераторах, т. е. используя тепло. Можно применять и фотоэлементы. Именно последний способ уже нашел весьма широкое применение на многих советских и американских космических аппаратах. Причем на некоторых спутниках они вырабатывают довольно значительное (относительно, конечно) количество электроэнергии. Солнечные батареи нашего метеорологического спутника «Космос-144», запущенного на орбиту вокруг Земли в феврале 1967 года, за полгода работы выработали более 2000 киловатт-часов электроэнергии.

Обычно солнечные батареи состоят из кремниевых элементов. Они основаны на свойстве кремния, германия и некоторых других полупроводниковых материалов генерировать электрический ток под влиянием света. Современные образцы фотоэлементов преобразуют в электричество до 12—14% падающей на них солнечной энергии.

Для получения сколько-нибудь значительной энергии в батареи объединяют большое число кремниевых солнечных элементов. Так, на американском спутнике «Тирос» установлено около 9200 элементов.

Процесс преобразования солнечной энергии происходит в весьма тонком слое элемента, однако если учесть необходимость несущей конструкции и защитных покрытий, солнечная батарея получается довольно тяжелой.

Ресурс работы солнечных батарей может быть очень большим, однако на практике он снижается под воздействием радиации, из-за столкновения с микрометеорами, из-за уменьшения прозрачности покрытий и т. п. И все же срок службы солнечных элементов, как правило, достаточно велик для их использования в электроракетных системах (на некоторых спутниках солнечные батареи отработали в космосе по нескольку лет).

Наибольший выход энергии солнечные элементы дают в том случае, когда лучи Солнца падают на них вертикально. Для успешной работы солнечных батарей особенно тщательно выбирают систему их расположения на спутнике, а также применяют системы ориентации на Солнце. В связи с тем что выработка электроэнергии солнечными батареями значительно колеблется в зависимости от расстояния до Солнца и ориентации, а также учитывая, что они в некоторых случаях периодически перестают работать, попадая в тень планеты (так бывает на космических аппаратах — спутниках Земли), солнечные батареи используют в комплексе с химическими аккумуляторами.

Для получения электрической энергии из солнечной другими способами используется тепловая энергия солнечных лучей. Для того чтобы сделать возможным ее практическое применение, необходимо прежде всего увеличить плотность теп-

ловой энергии, увеличить тепловую мощность, приходящуюся на 1 квадратный метр площади.

Достигают этого, концентрируя солнечную энергию с помощью зеркал или оптических линз. Полученное тепло затем превращается в электроэнергию с помощью термоэлектрических элементов, термоэлектронных и термоионных преобразователей или машинных электрогенераторов.

В термоэлектрических элементах используется возникновение электрического потенциала под действием разности температур.

Разработаны также так называемые термоэмиссионные (термоэлектронные и термоионные) преобразователи солнечной энергии в электрическую, основанные на явлении испускания электронов сильно нагретой металлической поверхностью. Катод термоэмиссионного преобразователя помещают в фокусе солнечного коллектора, высокая температура сфокусированных солнечных лучей раскаляет катод и он выделяет электроны. Между катодом и анодом появляется разность потенциалов. Отсюда и название генератора — термоэмиссионный, эмиссия электронов происходит под воздействием тепла.

Коэффициент полезного действия термоэлектрических элементов и термоэмиссионных преобразователей пока очень невелик.

Энергия Солнца на космическом аппарате может быть преобразована в электрическую и с помощью более распространенных в нашей земной практике термодинамических процессов, посредством машинных преобразователей. Такие установки принципиально не отличаются от «земных» тепловых электростанций. Рабочая жидкость в котле превращается в пар, который вращает турбину, приводящую в движение электрогенератор. Затем пар конденсируется в конденсаторе, и полученная жидкость вновь поступает в котел. Конечно, как любая космическая установка такое устройство должно обладать высокой надежностью, иметь значительный ресурс работы, минимальный вес и габариты, максимально возможную удельную мощность.

Для различных преобразователей солнечной энергии в электрическую, использующих тепловую энергию Солнца, необходимы концентраторы солнечной энергии — зеркала, линзы и т. п. Создание таких систем — задача не из легких. Ведь они не только должны работать в сложных условиях космоса, но и сами переводиться, так сказать, из «походного» положения в «боевое» — разворачиваться после вывода космического аппарата на орбиту и ориентироваться на Солнце. Такая система должна иметь высокие оптические характеристики, которые зависят от коэффициента отражения поверхности собирающего зеркала и точности его геометрической формы.

Весьма важно также, чтобы установка имела небольшой объем в сложенном состоянии, надежный механизм развертывания, необходимый запас прочности. Материал зеркала должен быть устойчивым к воздействию условий, существующих в космическом пространстве. И, конечно же, очень важен вес установки, как и любого агрегата, который нужно доставить в космос.

Заключение

Борьба за все более высокие скорости не может ограничиться применением и созданием электроракетных двигателей. Как мы видели, ионные двигатели с очень высокой скоростью истечения рабочего вещества (а уже созданы модели таких двигателей со скоростью истечения более 100 километров в секунду) могут обеспечить приемлемые сроки для полетов к дальним окраинам Солнечной системы. Но ведь человека манят не только планеты. Он мечтает и о полете к звездам! А даже самая близкая к нашему Солнцу звезда — Проксима Центавра — находится от нас на расстоянии более 4 световых лет. Чудовищность этого расстояния можно себе представить, если припомнить, что расстояние от Земли до Солнца, равное $14,95 \cdot 10^7$ км. свет пробегает всего за 8 минут! Нетрудно понять, что полет даже к самой близкой нашей соседке требует совсем иных скоростей. Чтобы совершить его в сколько-нибудь разумные сроки, нужны уже скорости, близкие к световой, т. е. к 300 тысячам километров в секунду.

Чтобы получить такие скорости, нужно, конечно, использовать ракетный двигатель с максимально возможной скоростью истечения рабочего тела, т. е. скоростью света. Для этого необходимо выбрасывать из двигателя не струю какого-либо вещества, а мельчайшие порции энергии — кванты. Этими частицами могут быть, например, фотоны — кванты световой энергии. Но чтобы получить реактивную силу, достаточную для разгона звездного корабля, необходимо излучать огромный поток световой энергии. Даже если решить задачу получения этой энергии, то встает чрезвычайно сложная проблема направленного отражения (излучения) этой энергии от звездолета. Любое идеальное зеркало поглощает небольшую часть отражаемой энергии. В нашем случае эта небольшая часть от необходимой энергии будет столь огромна, что

мгновенно испарит любой известный материал. К сожалению, проблема направленного отражения мощнейшего светового потока далеко не единственная для создания ракетных двигателей, пригодных для звездолетов.

Пожалуй, еще более сложно получить огромное количество необходимой для такого двигателя энергии. Вероятно, нет надобности объяснять, что химические источники энергии тут совершенно бессильны. Как показывают расчеты, и энергия, выделяемая при реакции ядерного деления, и даже энергия термоядерного синтеза здесь недостаточны.

И все же получение огромной необходимой энергии принципиально возможно. Дело в том, что даже при термоядерной реакции, осуществленной пока только в водородной бомбе, в энергию превращается примерно одна десятая процента массы вещества. Однако науке известны процессы, при которых вся масса вещества превращается в энергию — это реакция аннигиляции. Именно при этой реакции выделяется максимально мыслимое количество энергии, причем в форме частиц, имеющих столь нужную для двигателей звездолета световую скорость.

Создание аннигиляционных источников энергии и способов ее излучения также еще не разрешит окончательно проблему межзвездных перелетов. Даже при световой, т. е. максимально возможной скорости истечения из фотонного ракетного двигателя, запас вещества, необходимого для получения энергии, позволяющей осуществить полеты к звездам, должен быть огромным — порядка сотен миллионов тонн!

Есть множество и других сложнейших проблем, стоящих на пути межзвездных перелетов. Тут и очень длительные перегрузки, которым будут подвергаться звездолетчики, и проблема столкновения с мельчайшими частичками космической пыли, которые при околосветовых скоростях звездного корабля становятся грозным препятствием, и многое, многое другое. При современном уровне развития науки и техники трудно даже весьма приблизительно наметить пути решения этих задач. И все же полеты с околосветовыми скоростями не противоречат принципам науки.

Безграничная мощь человеческого разума способна решить эти проблемы. И настанет время, когда человек отправится к звездам. И так же, как корабли ближнего космоса, его звездолеты будут приводить в движение реактивные двигатели — двигатели прямой реакции.

СОДЕРЖАНИЕ

Могучее сердце ракеты	3
РДТТ и ЖРД	8
Немного истории	8
Современные ЖРД	18
РДТТ	28
Ядерные ракеты	32
Межпланетный полет на электрической тяге	36
Электротермический ракетный двигатель	42
Плазменные двигатели	44
Ионные двигатели	46
В космосе «Янтарь»	52
Электростанция в космосе	55
Заключение	61

ГИЛЬБЕРГ Лев Абрамович

**РАКЕТЫ
И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

Редактор *Базурин Р. Г.*
Художник *Астрецов А. А.*
Худ. редактор *Конюхов В. Н.*
Технический редактор *Красавина А. М.*
Корректор *Мелешкина Н. Д.*

Т 15205. Сдано в набор 13/VII 1972 г. Подписано к печати 10/X 1972 г.
Формат бумаги 60×90¹/₁₆. Бумага типографская № 3. Бум. л. 2. Печ.
л. 4. Уч.-изд. л. 3,88. Тираж 30 000 экз. Издательство «Знание». Москва,
Центр, Новая пл., д. 3/4. Заказ 1654. Типография Всесоюзного общества
«Знание». Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4.
Цена 12 коп.

12 коп.

Индекс 70101