


К. А. ГИЛЬЗИН



# Двигатели невиданных скоростей

МАШИНОСТРОЕНИЕ • 1965

ДВИГАТЕЛИ НЕВИДАНЫХ СКОРОСТЕЙ

**К. А. ГИЛЬЗИН**

# **Двигатели невиданных скоростей**



ИЗДАТЕЛЬСТВО

**•МАШИНОСТРОЕНИЕ•**

МОСКВА • 1965

---

---

О сердце современных скоростных самолетов, ракет и космических кораблей — различных реактивных двигателях **эта книга.**

Интересно, простым, доступным языком рассказано в книге о перспективах развития реактивных двигателей, о научных проблемах, которые предстоит решить ученым в этой области. о месте двигателей различного типа в обширном семействе реактивных двигателей.

В последних главах книги идет речь о реактивных двигателях нового типа, которым, вероятно, принадлежит будущее. Рассчитана на широкий круг читателей.

---

---

## ВВЕДЕНИЕ

### О ЧЕМ РАССКАЗЫВАЕТСЯ В КНИГЕ

---

**О** каких «невиданных» скоростях рассказывается в книге. Ведь сейчас, куда ни оглянись, всюду «невиданные» скорости, ранее неизвестные, казавшиеся вовсе недостижимыми. Неизменно ускоряется сам темп жизни, стремительнее мчатся автомашины и самолеты, быстрее движутся морские корабли и ленты конвейера, с большей скоростью вращаются валы станков и машин, ускоряются технологические процессы металлургического, химического и других производств. Даже пешеходы на улицах и те, кажется, передвигаются с большей скоростью!

Это всеобщее ускорение ритма, скорости не случайно. Люди стремятся успеть сделать больше за отведенные им годы жизни, растет производительность человеческого труда, опирающегося на все более могучую технику и призванного удовлетворять неизменно растущие потребности общества, все большим становится значение секунды, минуты, часа в любом производстве и в жизни людей.

Автор не ставил перед собой задачи рассказать о той всеобщей борьбе за скорость, которую ведут современная наука и техника. Книга посвящена лишь тем скоростям, с которыми передвигаются создаваемые людьми транспортные машины. Увеличение скорости передвижения не только чрезвычайно характерно для нашего вре-



мени, но именно с ним связаны в последнее время замечательные победы человеческого гения.

Нас не будут интересовать скорости железнодорожных поездов и морских кораблей, автомобилей и мотоциклов. Хотя и эти скорости непрерывно возрастают, все же они намного уступают тем максимальным скоростям передвижения, которые уже стали достоянием человека. Книга посвящена тем скоростям, с которыми летают самолеты и ракеты — наиболее скоростные из всех созданных человеком транспортных средств.

Но почему мы назвали эти скорости «невиданными»? Ведь теперь каждый день тысячи и тысячи авиапассажиров совершают полет на реактивных лайнерах, движущихся с такими скоростями!

Да, пожалуй, к слову «невиданно» теперь нужно относиться с осторожностью. То, о чем еще совсем недавно боялись мечтать даже специалисты, сегодня становится явью. И все же как не назвать скорости полета современных самолетов невиданными, если они не только вплотную приблизились к скорости звука, но очень часто уже намного превосходят ее? Когда-то люди завидовали птицам, но как далеко позади оставили их металлические птицы, созданные человеком! Огромны скорости современных ракет, еще более фантастичны скорости, с которыми будут мчаться новые летательные аппараты, существующие пока только на чертежной доске конструктора!

Все знают, что эти решающие победы в борьбе за скорость человек одержал с помощью реактивных двигателей, являющихся чудом нашего века. Многие сотни лет принцип реактивного движения не находил широкого применения в транспортной технике. Только, примерно, два десятилетия назад, в самом конце и после второй мировой войны, появились первые двигатели прямой реакции на самолетах. А теперь почти вся авиация стала реактивной.

Знакомство с реактивными двигателями, хотя бы самое общее, можно считать теперь обязательным для всякого культурного человека.

---

## ЧТО ТАКОЕ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ И ПОЧЕМУ ОН ОДЕРЖИВАЕТ ОДНУ ПОБЕДУ ЗА ДРУГОЙ?

---

Эти вопросы, очевидно, прежде всего возникают у читателя. Действительно, чем принципиально отличается реактивный двигатель, к какому бы типу он не относился, от всех других известных двигателей? Что позволяет реактивному двигателю быть рекордсменом в борьбе за увеличение скорости движения? Не случится ли так, что и реактивный двигатель в будущем, на каком-нибудь новом этапе борьбы за скорость, вынужден будет уступить свое место двигателю иного типа? Является ли реактивный двигатель постоянным, несменяемым гегемоном в области высоких скоростей движения?

Чтобы ответить на все эти вопросы, мы должны обратиться к самым основам механики — науки о движении. Как известно, фундамент этой науки был заложен трудами великих ученых прошлого — Галилея и Ньютона. Созданная ими так называемая классическая механика блестяще подтвердила свою безупречную правильность на бесчисленном множестве примеров в практической деятельности человека. И только в самом начале нынешнего века было установлено, что при достаточно больших скоростях движения, близких к скорости света в пустоте (эта скорость, равная  $300.000 \text{ км/сек}$ , является, как считает современная физика, наибольшей возможной в природе), некоторые законы классической механики

перестают быть правильными. Они заменяются в этих случаях законами релятивистской механики, составляющими суть так называемой теории относительности, разработанной Эйнштейном.

В свою очередь, законы релятивистской механики, безусловно верные во всем возможном диапазоне скоростей движения, при скоростях, малых сравнительно со скоростью света, практически сводятся к законам обычной, классической механики.

В последней главе книги мы встретимся и с такими случаями, когда полет ракеты и работа реактивного двигателя также должны рассчитываться по формулам теории относительности. Для этого такие, как их называют, релятивистские ракеты должны перемещаться с очень большими скоростями, близкими к скорости света, или же такой большой должна быть скорость истечения рабочего вещества из реактивного двигателя. Подобных ракет и двигателей пока еще нет — это дело более отдаленного будущего. Поэтому здесь мы вполне можем воспользоваться обычными соотношениями классической механики.

Разобраться в том, как работает реактивный двигатель и в чем суть его принципиальных отличий от всех других известных двигателей, можно, пожалуй, на примере обычного реактивного самолета. Вот с грохотом промчался у нас над головой реактивный истребитель. Кажется, еще гудит взбудораженный воздух, а самолет уже скрылся за горизонтом. Разве можно разглядеть что-нибудь на самолете за те считанные мгновения, когда он виден в небе?

Прозрачный воздух скрывает тайны происходящих в нем процессов. Вот если бы наша земная атмосфера стала вдруг цветной, например, ярко красной или зеленой, да еще такой, что чем она плотнее, тем гуще по цвету, тогда можно было бы заметить и некоторые очень интересные явления, сопровождающие полет нашего реактивного самолета.

Впрочем, науке известны методы делать невидимое видимым; в частности, это касается и процессов, происходящих в прозрачном воздухе и газах. Так, например, в специальных установках, носящих название камер Вильсона, физикам, изучающим ядерные процессы и космические лучи, удается фиксировать пролет многих

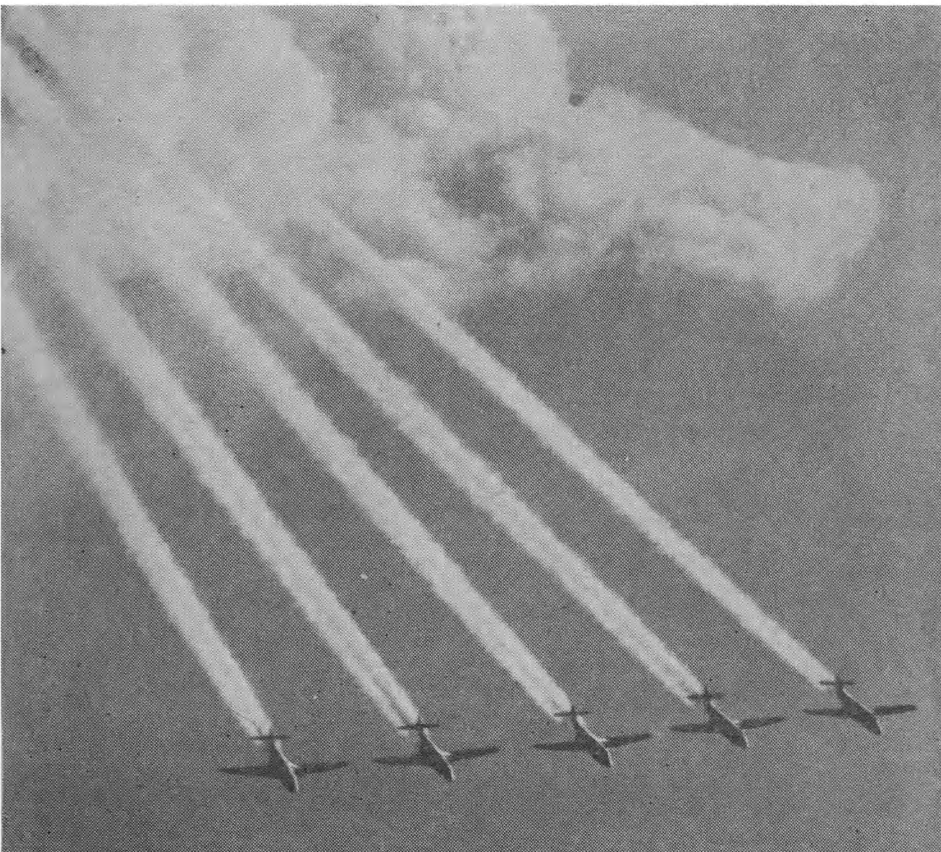


Рис. 1. Летящий на большой высоте самолет оставляет за собой белую дорожку инверсионного следа

невидимых из-за ничтожных размеров и стремительного движения частиц вещества. Для этого используется явление конденсации паров жидкости вдоль трассы пролетающей частицы. Поскольку капельки образующейся таким образом жидкости можно видеть, то они создают отчетливые дорожки, так называемые треки пролетающих частиц<sup>1</sup>.

---

<sup>1</sup> Камера Вильсона и пузырьковая камера, используемая учеными для той же цели, иногда так и называются «трековыми приборами».

Пожалуй, подобным образом можно попытаться получить и трек пролетающего самолета, но не помещать же его, на самом деле, для этого в гигантскую камеру Вильсона?!

К счастью, в этом нет нужды, ибо при некоторых обстоятельствах в своеобразную камеру такого типа превращается сама... земная атмосфера.

Вероятно, каждому приходилось видеть, как высоколетающий самолет перечеркивает небо белой дугой. Сам самолет при этом часто бывает вовсе незидимым, так высоко он летит, или же он кажется едва заметной сверкающей точкой, как бы кончиком раскаленного пера, чертящего на небе белую кривую. Эта кривая порой обрывается так же неожиданно, как и появляется. Отчего возникает «трек» самолета в воздухе?

Обычно его происхождение такое же, как и в случае камеры Вильсона. В выхлопных газах, вытекающих из самолетного двигателя, содержится значительное количество водяных паров; они образуются в результате сгорания водорода, содержащегося в топливе, на котором работает двигатель. При полете в холодном воздухе больших высот, порядка 8—12 км, эти пары конденсируются. Конденсируются и те водяные пары, которые содержались в воздухе до пролета самолета — выхлопные газы двигателя создали необходимые для этого «центры конденсации». Вот эти-то капельки воды, а иногда и мельчайшие кристаллики льда, образуют «треки», или, как их обычно называют, инверсионные следы. Они и могут помочь нам разобраться в принципе работы реактивного двигателя.

Действительно, при взгляде с Земли инверсионный след кажется неподвижно застывшим в небе. Лишь со временем тонкая четкая нить постепенно размывается, рассыпается, превращаясь в широкую туманную дорожку, а затем и вовсе тает.

Но совсем иная картина раскроется перед наблюдателем, если он окажется, например, в гондole стратостата рядом с туманной дорожкой, оставляемой в небе летающим самолетом. В этом случае он легко убедится в том, что инверсионный след ведет себя совсем не так, как трек элементарной частицы в камере Вильсона, который представляет собой действительно цепочку крохотных капелек жидкости, практически неподвижно по-

висших внутри камеры. Те же капельки в инверсионном следе, оказывается, мчатся с большой скоростью (по крайней мере, эта скорость велика сразу за самолетом) в сторону, обратную направлению полета самолета.

Что увлекает их в этом направлении? В этом стремительном движении и заключается самая суть работы реактивного двигателя. Именно потому, что за пролетевшим реактивным самолетом в воздухе остается целый поток быстро движущихся назад газов (капельки воды мчатся вместе с газами, без этих капелек струя была бы невидимой) и совершает самолет свой полет.

Разберемся детальнее в этом явлении. До пролета самолета атмосфера была неподвижной, наблюдатель в своей гондоле не смог бы заметить никакого видимого перемещения воздушных масс. Но вот самолет пролетел и вдоль всего пути самолета в воздухе образовалось мощное горячее газовое течение в том направлении, откуда только что прилетел самолет. Конечно, такой газовый Гольфстрим существует не вечно. Быстродвижущийся горячий газ очень скоро перемешивается с близлежащими воздушными массами, передавая им свою тепловую и кинетическую энергию. Пройдет немного времени, и газовое течение вовсе исчезнет, растворившись в атмосфере. Но сразу за пролетевшим самолетом оно все же существует. Откуда оно появляется? Причиной всего является реактивный двигатель самолета. Именно он заставляет ранее неподвижный воздух перемещаться с большой скоростью. Точнее, это уже не воздух, а газы, продукты сгорания топлива в двигателе (отношение топлива к воздуху не более 1—1,5%, поэтому можно без большой ошибки считать газы по-прежнему воздухом, как обычно и поступают).

Когда какая-нибудь масса вещества  $m$  начинает двигаться со скоростью  $V$ , то говорят, что она приобретает «количество движения»  $mV$ . Одним из наиболее фундаментальных законов природы является закон сохранения количества движения, как и закон сохранения энергии. Следовательно, если воздух (или газ) приобретает какое-то количество движения  $mV$  в одном направлении, именно — против движения самолета, то такое же количество движения должно появиться и в противоположном направлении, чтобы алгебраическая сумма обоих

этих количеств равнялась нулю. Это и значит, что общее количество движения осталось неизменным.

И легко догадаться, о каком именно «другом» количестве движения идет в данном случае речь. Конечно, это количество движения сообщается летящему самолету. Так реактивный двигатель самолета, отбрасывая назад свои выхлопные газы с большой скоростью (вспомните о мчащихся капельках воды в инверсионном следе), заставляет тем самым самолет лететь вперед.

Мы познакомились сейчас с основой любого движения — чтобы заставить какую-либо массу (самолет, ракету, автомобиль и т. п.) двигаться в одном направлении, нужно другой массе сообщить движение в противоположном направлении. При этом обе указанные массы должны, непосредственно воздействуя друг на друга, приобрести строго определенные скорости в соответствии с законом сохранения количества движения.

Реактивный двигатель сам, непосредственно, отбрасывает назад массу газов, приобретая вместе с самолетом скорость в противоположном направлении. Но далеко не всегда движение создается непосредственно двигателем, т. е. машиной, «вырабатывающей» механическую энергию за счет расходования энергии других видов: тепловой, химической, электрической и т. п. Достаточно вспомнить самолет с поршневым двигателем внутреннего сгорания. Этот двигатель на самолете непосредственно сам ничего не отбрасывает, не создает движения какой-либо массы. Он лишь вращает воздушный винт-пропеллер, который уже и осуществляет необходимый для полета самолета отброс массы воздуха. Таким образом, в этом случае устройство для отброса массы, непосредственно обеспечивающее движение, или так называемый движитель, отделено от двигателя. Реактивный же двигатель или двигатель прямой реакции, как его иногда называют, совмещает в себе функции собственно двигателя и движителя. В этом-то и заключается его принципиальное отличие от других двигателей транспортных устройств, созданных человеком.

Но читатель может спросить: допустим, что полет самолета действительно осуществляется в результате отбрасывания массы воздуха винтом или массы выхлопных газов непосредственно реактивным двигателем. Пусть так. Но что же отбрасывается, когда по дорожке стадио-



на бежит спортсмен или по асфальту улицы мчится машина?

Ответ на такой вопрос не столь очевиден, хотя, конечно, отброс массы происходит и тут — этого требует закон сохранения количества движения. Только отбрасывается на этот раз не воздух, а... земной шар. Земля при каждом толчке ноги спортсмена или повороте колеса автомобиля получает толчок в противоположном направлении. Понятно, что Земля этого толчка почти не ощущает: передаваемое ей количество движения не способно сообщить огромной массе земного шара сколько-нибудь заметную скорость. Но от этого, конечно, не меняется суть дела. В этом случае также происходит отброс массы, которой сообщается количество движения. Механика учит, что для сообщения массе некоторого количества движения на нее должна действовать сила в течение некоторого времени (по одному из основных законов механики количество движения и равно импульсу силы, т. е. произведению ее величины на продолжительность действия).

Но ведь сила никогда не существует в одиночку, ибо по самому своему определению, по самой сути, она представляет результат воздействия одной массы на другую, одного тела (в общем случае это может быть и силовое поле) на другое. Когда человек отталкивается в беге от Земли, он действует на нее с некоторой силой. С такой же, но обратно направленной силой. Земля действует на человека. То же имеет место и в случае реактивного двигателя. Во всех таких случаях, в соответствии с одним из основных законов механики (его называют часто третьим законом Ньютона), действие равно противодействию, одна сила равна другой. Одну силу мы можем считать активной, тогда другая будет уже сила реактивная, или просто реакция (по латыни — отдача). Если сила действия человека на Землю — активная, то обратная сила — реакция, хотя с полным правом можно считать, конечно, и наоборот.

Так мы познакомились с идеей реактивного двигателя самолета: движущая, или тяговая, сила создается в нем в результате отброса некоторой массы газов (которые практически могут считаться воздухом). В отдельных типах реактивных двигателей ею могут быть продукты различных химических реакций, происходящих в

двигателе. Могут быть созданы и такие реактивные двигатели, о них будет идти речь в конце книги, в которых «отбросной массой» служат и вовсе необычные частицы — ионы, плазма и даже кванты электромагнитной энергии. Различаться могут двигатели и по происхождению силы, вызывающей отброс массы. Но так или иначе, вне зависимости от устройства двигателя, сила реакции отбрасываемой массы и есть то тяговое усилие, которое заставляет двигаться с огромной скоростью самолет, ракету или космический корабль.

Но почему именно реактивным двигателям суждено стать двигателями невиданных скоростей?

Это объясняется рядом причин. Одной из них является то, что семейство реактивных двигателей исключи-

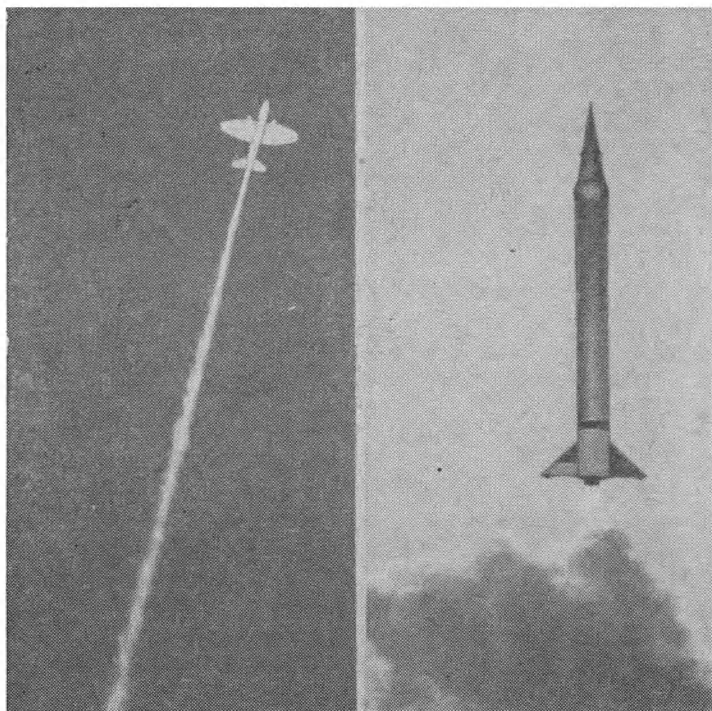


Рис. 2. Реактивный самолет и ракета летят потому, что установленные на них реактивные двигатели «отбрасывают массу»

тельно обширно. Уже сейчас существует большое число различных типов реактивных двигателей (о многих из них будет идти речь ниже) и появляются все новые и новые типы. Каждый из этих двигателей проявляет свои лучшие свойства в определенных условиях работы, в частности, при определенной скорости полета. Так получается, что реактивные двигатели обеспечивают весь спектр возможных скоростей передвижения, вплоть до самых больших. При этом каждой скорости или, точнее, каждому участку всего диапазона скоростей, соответствует свой наилучший тип реактивного двигателя. Однако существенно то, что лучшие свои свойства реактивные двигатели проявляют именно при весьма больших скоростях полета.

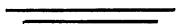
Второй причиной является то, что многие реактивные двигатели не нуждаются для своей работы в окружающем нас воздухе. Вследствие этого они оказываются в состоянии работать и в вакууме мирового пространства, где только и возможны наибольшие скорости передвижения.

Когда мы говорим, что только некоторые из реактивных двигателей способны работать вне земной атмосферы, то делаем эту оговорку потому, что многие двигатели используют атмосферный воздух для сгорания топлива, на котором они работают. Очень важно понять, что только это мешает таким двигателям работать вне атмосферы, а никак не сам метод создания реактивной силы. Эти двигатели, как и все другие без исключения, создают реактивную движущую силу в результате отброса вытекающих из них собственных выхлопных газов — для этого воздух им не нужен (как он нужен, например, воздушному винту на самолетах с поршневыми двигателями).

Важной причиной является и то, что реактивные двигатели благодаря своей принципиальной простоте обычно обладают замечательными характеристиками в отношении удельной мощности (т. е. мощности, которую они развивают на единицу собственной массы). Как правило, они в этом отношении не имеют себе равных среди всех имеющихся двигателей. Легко понять, насколько это важно для достижения больших скоростей передвижения. С ростом скорости становится все большей и роль каждого лишнего грамма на самолете или ракете — для

того, чтобы нести этот грамм и разгонять до заданной скорости требуется все большая и быстровозрастающая мощность.

С помощью реактивных двигателей уже достигнуты первые серьезные успехи в борьбе за резкое повышение скорости — в авиации превышена скорость звука, в ракетной технике и астронавтике достигнуты рубежи первой и второй космических скоростей. Можно не сомневаться, что теперь возрастание скорости будет идти все более быстрым темпом — таков непреложный закон развития реактивной техники. Сегодня освоены скорости, вчера еще казавшиеся недостижимыми, впереди — новые, еще большие. И эти новые рубежи будут взяты с помощью реактивных двигателей, призванных быть двигателями невиданных скоростей.



## РЕВОЛЮЦИЯ В АВИАЦИИ ИЛИ БЛИСТАТЕЛЬНЫЙ УСПЕХ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

---

**П**ервый по-настоящему замечательный успех реактивных двигателей связан с авиацией. Это вовсе не значит, что именно в авиации впервые были применены реактивные двигатели. Как известно, первое применение реактивных двигателей относится к тому времени, когда авиация даже не существовала. За много веков до того, как человек поднялся в небо, появились ракеты. Это произошло задолго и до того, как наука объяснила принцип реактивного движения — в этом случае, как и в ряде других, человеческая практика обогнала теорию.

Вероятно, первые ракеты были применены на древнем Востоке. Оттуда они распространились по другим странам, попали, в частности, и в Россию, где получили весьма значительное применение.

Первые ракеты представляли собой довольно примитивные трубки — бамбуковые, бумажные, потом железные, заполненные иногда помимо пороха еще каким-либо горючим составом. Газы, вытекавшие из ракеты в результате сгорания пороха, заставляли ее лететь с большой скоростью. Они оставляли в ночном небе огненный след, а при падении ракеты вызывали пожары — не удивительно, что их стали применять в качестве боевого оружия. Но часто подобные же ракеты использовались и как увеселительные — «фейерверочные огни».

На протяжении многих веков применение пороховых ракет оставалось ограниченным. Конечно, они несколько совершенствовались, временами их роль возрастала и становилась более заметной (так, в частности, было в России в результате плодотворных трудов военных специалистов А. Д. Засядко и К. И. Константинова в XIX веке).

И только в ходе Второй мировой войны ракеты впервые стали грозным оружием, которым с успехом пользовались советские войны. Таким оружием были реактивные гвардейские минометы — знаменитые «Катюши», залпы которых были губительными для немецко-фашистских захватчиков. Это была первая действительно крупная победа военной реактивной техники. За ней последовали еще более замечательные ее успехи в авиации.

Хотя реактивная артиллерия и появилась в годы войны на вооружении ряда стран, все же она не стала тогда главным направлением в развитии «бога войны» — артиллерии, обычная ствольная артиллерия сохранила свои позиции. Иначе обстояло дело в авиации. Первые же реактивные самолеты, появившиеся еще на фронтах войны, продемонстрировали столь большое, качественное превосходство над самолетами поршневыми, что сразу же после войны начался решительный переход военной авиации на рельсы реактивной техники.

Это стремительное перевооружение военной авиации было настолько всеобъемлющим, что с полным основанием можно говорить о технической революции в авиации, связанной с внедрением реактивных двигателей на самолетах.

Не оставалась в стороне и гражданская авиация, хотя в ней преимущества использования реактивных самолетов были по началу не столь очевидными. Это естественно, поскольку в данном случае, в отличие от военной авиации, решающими оказываются не чисто технические, а сложные технико-экономические характеристики. Кроме того, в гражданской авиации от двигателей требуется значительно большая надежность. Однако в последние годы и в гражданской авиации произошел решающий перелом. Теперь на пассажирских авиалиниях совершают рейсы многочисленные реактивные самолеты. Старые поршневые гражданские самолеты пока еще летают, их примерно вдвое больше, чем реактивных,

будут летать они и в дальнейшем, но, вместе с тем, они уже не только потеряли свое положение монополистов, их роль становится все более скромной. На примере нашего Аэрофлота видно, что ведущее положение уверенно заняли реактивные пассажирские самолеты. Хорошо известно, что на всех основных авиалиниях у нас в стране летают теперь реактивные лайнеры — Ту-104, Ил-18, Ту-114, Ан-10 и др. Уже сейчас они перевозят более 3/4 общего числа воздушных пассажиров в нашей стране.

Необычность успехов, одержанных реактивными двигателями в авиации, стремительность их побед поражают в особенности потому, что эти победы одержаны над таким сильным противником, как поршневые авиационные двигатели. Ведь к тому моменту, когда на самолетах были установлены первые реактивные двигатели, поршневые двигатели имели за спиной добрых четыре десятилетия интенсивного развития. За эти годы поршневые двигатели достигли исключительно высокого совершенства. Их надежность, малый вес, высокая экономичность, огромная мощность не имели прецедентов во всей истории двигателестроения. С помощью поршневых двигателей авиация одержала немало побед в непрекращающейся борьбе за скорость, дальность и высоту полета.

Но именно тогда, когда поршневые двигатели находились, казалось, в зените своей славы, и задолго до того, как появились первые реактивные самолеты, наука предсказала неизбежное поражение этих двигателей в их грядущей схватке с двигателями реактивными. В ряде научных исследований было неопровержимо доказано, что авиация не может рассчитывать на дальнейший быстрый прогресс, если будут по-прежнему использоваться поршневые двигатели. В первую очередь, она не сможет взять «звуковой барьер», т. е. достичь скоростей полета, превышающих скорость звука.

Разве только на первый взгляд может показаться неожиданной эта роль скорости звука, то обстоятельство, что она является столь важным рубежом для авиации. Конечно, речь идет в данном случае вовсе не о шуме, сопровождающем полет самолета, тут дело совсем в другом. Даже если бы самолет летал совсем бесшумно, не издавая при этом никаких звуков, все равно именно скорость звука характеризовала бы режим его полета.



Если скорость полета намного меньше скорости звука, то говорят, что полет дозвуковой, когда она начинает приближаться к скорости звука, то полет становится околосзвуковым, затем — звуковым, сверхзвуковым и наконец гиперзвуковым. При этом характер полета и физические явления, сопровождающие его, претерпевают изменения настолько резкие, что они приводят к радикальным изменениям в конструкции и самолета и его двигателя. И, пожалуй, наиболее коренные изменения касаются именно двигателя.

Но в чем же причина такого необычного влияния скорости звука? Почему именно эта скорость так резко скачивается на режиме полета?

Суть дела заключается в том, что звук представляет собой, по существу, слабые изменения местного давления или, как говорят, слабые возмущения, распространяющиеся в воздухе. Ибо звуковые волны и есть движущиеся сгущения и разрежения воздуха, т. е. области с его повышенным и пониженным давлением. Именно эти чередующиеся волны давления, воздействуя на барабанную перепонку уха, воспринимаются нами как звуки. Причем амплитуды этих волн, т. е. величины давления и разрежения, очень невелики — звуковые колебания представляют собой именно слабые возмущения. Стоит несколько увеличить интенсивность звуковых волн, т. е. громкость звука, перейдя через некоторый предел, как сразу же звук начнет вызывать в ухе болезненные ощущения.

Скорость, с которой распространяются в воздухе звуковые колебания, вобщем, весьма велика, она равна примерно трети километра в секунду.<sup>1</sup> Точное значение этой скорости зависит от температуры воздуха: оно изменяется как корень квадратный из этой температуры.

Следовательно, летом скорость звука больше, чем зимой, у земной поверхности больше, чем на высоте, где холоднее.

Будь скорость звука намного меньше, это внесло бы ряд неприятностей в нашу повседневную жизнь. Так, например, могли бы оказаться бесполезными сирены автомобилей или звонки трамваев — их звуки достигали бы пешеходов слишком поздно. Но главные неприятности, связанные с такой малой скоростью звука, заключались

---

<sup>1</sup> Это определяется величиной средней скорости хаотического теплового движения молекул воздуха.

бы совсем в другом. Так, например, если бы скорость звука была меньше тех скоростей, с которыми сейчас передвигаются поезда и автомобили, допустим, равнялась бы 80—100 км/час (вместо истинного значения порядка 1200 км/час), то вряд ли современные скорости железнодорожного и автомобильного транспорта оказались бы возможными. Вероятнее всего, мир стал бы в этом случае гораздо более «медленным»: скорость автомобиля или поезда не превышала бы примерно 70—80 км/час, а многие рекордные достижения спортсменов — автомобилистов и мотоциклистов — не были бы установлены.

Чем же все это можно объяснить? Почему скорость звука так «тормозит» движение? На эти вопросы можно ответить, только зная, какие физические процессы сопровождают движение тел в воздухе (эти процессы изучаются аэродинамикой). Ведь при движении вне атмосферы, например, в вакууме космического пространства, подобные явления отсутствуют. Впрочем, там не распространяется и звук, так что отсутствует и само понятие скорости звука.

Тело, движущееся в атмосфере, непосредственно перед собой несколько сжимает воздух, действуя на него подобно поршню. Это небольшое (поскольку скорость движения мы тоже считаем пока небольшой) повышение давления распространяется, естественно, во всех направлениях в атмосфере, как это происходит с любым небольшим возмущением, в частности, и со звуком. Скорость такого распространения волны давления, как мы уже знаем, и есть скорость звука. Поскольку скорость движения тела меньше скорости звука, то волны давления, вызванные движущимся телом, все дальше и дальше уходят от него, постепенно ослабевая и затухая. В этом случае, как видно, волны давления оказываются связанными с движущимся телом только в самый момент их зарождения; в дальнейшем никакого взаимодействия между ними нет.

Когда скорость движения тела постепенно возрастает, то сначала эта картина качественно не меняется, только возмущения начинают распространяться относительно движущегося тела медленнее. Но вот, наконец, скорость движения тела возросла настолько, что, хотя она все еще меньше скорости звука, на отдельных участ-

ках поверхности тела скорость обтекающего их воздуха становится равной скорости звука или даже превосходящей ее. Это не удивительно, так как известно, что при обтекании тела воздушным потоком скорость его на разных участках поверхности тела может намного превосходить среднюю скорость потока (или скорость самого тела, если оно движется). Как только это происходит, характер обтекания тела потоком претерпевает резкие, качественные изменения. В этом случае поверхность

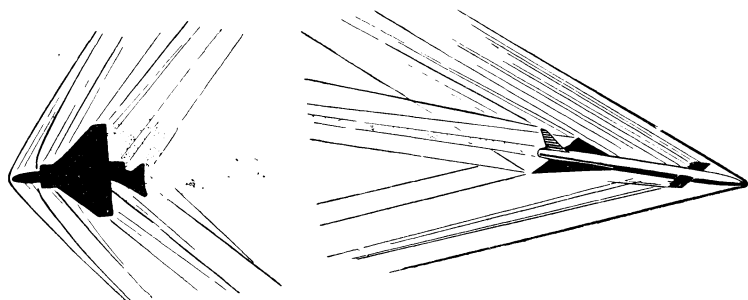


Рис. 3. Такая ударная волна (ее называют также баллистической, или скачком уплотнения) сопровождает летящий со сверхзвуковой скоростью самолет. При некоторых условиях освещения она бывает даже видна и ее удавалось сфотографировать

движущегося тела имеет сверхзвуковую скорость относительно воздуха и поэтому местные сгущения воздуха уже не могут «уйти» от поверхности и распространиться в атмосфере. Они движутся вместе с телом со скоростью, большей скорости звука. Так образуется как бы связанная с движущимся телом и мчащаяся в воздухе вместе с ним мощная волна повышенного давления. Эта волна уже не представляет собой слабого возмущения, подобного звуковой волне. В ней давление увеличивается очень сильно, иногда во много раз, причем такое возрастание давления в результате торможения потока, т. е. уменьшения его скорости, происходит скачком, в весьма тонком слое воздуха. Поэтому подобную волну, движущуюся вместе с телом, называют *ударной волной* (подчеркивая этим резкий, ударный характер возрастания давления) или *скачком уплотнения*.

Но общеизвестно, что когда происходит удар, т. е. резкое торможение движущейся массы, то значительная

часть, а иногда и вся кинетическая энергия этой массы теряется, превращаясь в тепло. Так бывает и при ударе одного твердого тела о другое, например, молота о наковальню, при ударе струи жидкости о преграду и в других аналогичных случаях. То же случается и в ударной волне, или скачке уплотнения, сопровождающей движущийся со сверхзвуковой скоростью самолет. Во всех случаях удара переход кинетической энергии в тепло представляет собой потерю полезной энергии. Ведь даже если решить использовать выделяющееся при ударе тепло для совершения полезной работы (что в большинстве случаев невозможно), то так может быть преобразована, или, как говорят, восстановлена, лишь некоторая часть этого тепла; остальная уже невозмещимо потеряна. Об этом говорит второй закон термодинамики, по которому все тепло не может быть в какой-либо тепловой машине преобразовано в полезную работу: определенная часть тепла неизбежно теряется.

Вот почему образование скачков уплотнения на поверхности летящего самолета оказывается связанным с существенным возрастанием лобового сопротивления, т. е. силы, которую приходится преодолевать двигателю самолета для того, чтобы поддерживать установившийся горизонтальный полет. Это дополнительное сопротивление, вызванное возникновением ударных волн, или скачков уплотнения, на поверхности самолета, называют поэтому часто волновым сопротивлением.

Легко понять, что по мере приближения скорости полета к скорости звука все большая часть поверхности самолета оказывается как бы в условиях сверхзвукового полета, поскольку скорость воздуха, обтекающего эту часть поверхности, становится сверхзвуковой. Кроме того, и это главное, увеличивается интенсивность ударных волн. Естественно, что возрастает и удельный вес волнового сопротивления в общей величине быстро увеличивающегося лобового сопротивления самолета. Это происходит вплоть до того момента, когда скорость полета самолета становится равной скорости звука.

Понятно теперь, почему приближение скорости полета и скорости звука потребовало от самолетной силовой установки — поршневого двигателя с винтом — быстрого и очень значительного увеличения развиваемой ею движущей силы или силы тяги. А для этого двигатель дол-

жен при малом весе развивать все большую мощность. Потребное увеличение мощности двигателя, необходимое для достижения звуковой скорости полета, оказалось столь большим, что стало поршневому двигателю не под силу. Так возник «звуковой барьер» на пути развития авиации.

Стало ясно, что успешное преодоление «звукового барьера» требует двигателей принципиально иного типа, чем поршневые.

Взоры авиации обратились с надеждой к двигателям реактивным. И, нужно признаться, надежды оправдались блестяще. В чем же секрет столь замечательного успеха этих двигателей?

Этот секрет связан, в первую очередь, с величиной мощности, которую в состоянии развить двигатель данных размеров и веса. Ну, а от чего зависит, в свою очередь, мощность?

Как известно, все тепловые двигатели (а к ним принадлежат и поршневые, и реактивные авиационные двигатели) развивают полезную мощность в результате того, что в них сгорает топливо. Химическая энергия топлива преобразуется при сгорании в тепловую энергию газообразных продуктов сгорания, а та уже, в свою очередь, в полезную механическую энергию. Эта последняя может проявляться либо в виде полезной работы, совершаемой вращающимся валом двигателя (так бывает в случае поршневого и так называемого турбовинтового двигателей), либо в виде кинетической энергии реактивной струи газов (если это реактивный двигатель).

Совершенно очевидно, что полезная мощность будет при прочих равных условиях тем больше, чем больше топлива сгорает в двигателе в единицу времени, например, за каждую секунду. «Прочие равные условия» означают в данном случае одинаковую величину коэффициента полезного действия, характеризующего степень совершенства происходящего в двигателе преобразования химической энергии топлива в полезную мощность. Эта величина к. п. д. зависит, в свою очередь, от весьма многих факторов: уровня температур и давлений в двигателе, соотношения весовых количеств топлива и воздуха в смеси и др. Само собой разумеется, что в разных двигателях эти факторы различны по величине, однако такое расхождение не является решающим. Поэтому-то

и можно, в первом приближении оценивать величину полезной мощности двигателя количеством сгорающего в нем топлива.

Но что мешает сжигать в двигателе больше топлива? Ведь тогда и мощность его будет больше. Может быть, этому препятствует недостаточная прочность частей двигателя, малая производительность насоса, подающего топливо, и тому подобные причины? Нет, главное, конечно, не в этом.

Оказывается, основное препятствие связано... с воздухом. Разгадка кажущегося парадокса весьма проста. Ведь хорошо известно, что сгорание обычного топлива не может происходить без воздуха. Оба эти компонента участвуют в сгорании как равные партнеры (только в ракетных двигателях возможны иные ситуации, но мы их сейчас не касаемся). И поскольку состав топливовоздушной смеси, участвующей в сгорании, определен, как мы об этом уговорились выше, то каждому килограмму сгорающего в двигателе топлива должно соответствовать и строго определенное количество необходимого для сгорания воздуха. Для обычных углеводородных топлив, применяющихся в авиации, это количество равно обычно 10—20 кг.

Вот почему превосходством в отношении мощности будет обладать тот двигатель, в котором обеспечено большее весовое количество воздуха, участвующего в сгорании, т. е. проходящего через двигатель в секунду. Двигатель с большим секундным расходом воздуха будет развивать в общем случае и большую мощность.

Через реактивный двигатель самолета должно проходить значительно больше воздуха, чем через поршневой (иногда в десятки раз).

Чтобы понять, почему дело обстоит именно так, следует сравнить конструктивные особенности авиационных поршневых и реактивных двигателей. При этом нет нужды в детальном изучении их конструкции, достаточно представить себе лишь принципиальные различия.

Как известно, в поршневых двигателях местом, где происходят последовательно все рабочие процессы двигателя—всасывание воздуха, его сжатие, смешение с топливом, сгорание, рабочее расширение и выхлоп—являются цилиндры двигателя. И уже это одно делает бесперспективным соревнование поршневого двигателя с ре-

активным. На самом деле, с одной стороны, рабочий объем цилиндров, заполняемый каждый раз свежим воздухом, составляет лишь небольшую часть от общего объема всего двигателя, а с другой стороны, даже через этот небольшой объем свежий воздух проходит не непрерывно, а только в течение процесса всасывания, составляющего относительно небольшую часть всего рабочего цикла двигателя. Следовательно, и в отношении пространства, и в отношении времени процесс подвода свежего воздуха в поршневой двигатель весьма ограничен.

Совсем иначе обстоит дело в случае реактивного двигателя. Через него воздух течет непрерывно, с весьма большой скоростью, и это течение осуществляется почти через все миделевое (т. е. максимальное поперечное) сечение двигателя. Этим и объясняется столь большое различие в расходе воздуха через поршневой и реактивный двигатели.

Но если воздух поступает в реактивный двигатель почти по всему поперечному сечению, то, очевидно, все дальнейшие процессы изменения состояния воздуха, составляющие рабочий цикл двигателя и приводящие к образованию реактивной тяги, т. е. движущей силы, должны протекать за входным сечением, где-то вдоль оси двигателя. В этом-то и заключается одно из принципиальных отличий реактивного двигателя от поршневого. В реактивном двигателе рабочие процессы происходят одновременно, но в разных зонах двигателя, как бы на своеобразном конвейере, в начале которого поступает «сырье» — воздух, а в конце выдается конечный продукт — реактивная струя раскаленных газов, тогда как в поршневом — в одной зоне двигателя (цилиндра), но в разное время.

Следовательно, в реактивном двигателе рабочие процессы протекают последовательно в пространстве, в поршневом — во времени. Характер же этих процессов в основных чертах один и тот же — все они необходимы для эффективного преобразования химической энергии топлива в полезную мощность двигателя.

Для примера, познакомимся с работой и устройством типичного современного самолетного реактивного двигателя — турбореактивного (или ТРД). Свое название этот двигатель получил потому, что одной из его основных ча-



стей является турбина, о которой ниже будет рассказано подробнее.

В переднюю лобовую часть двигателя поступает атмосферный воздух. Если двигатель установлен на летящем самолете, то засасыванию воздуха в двигатель способствует скоростной напор набегающего встречного потока воздуха, если же самолет находится на стоянке, то засасывание воздуха осуществляется только самим двигателем. Передняя часть двигателя, в которую поступает атмосферный воздух, носит название воздухозаборника — это пост № 1 на том «конвейере» непрерывных изменений состояния воздуха, которым является двигатель. Воздухозаборник обычно весьма прост по устройству и представляет собой как бы отрезок тонкостенной трубы большого диаметра. Но когда речь идет о двигателе, предназначенном для больших сверхзвуковых скоростей полета, то воздухозаборник по конструкции может стать одной из наиболее сложных и ответственных частей двигателя.

Из воздухозаборника воздух поступает в компрессор. Это второй очень важный пост «конвейера» последовательных изменений состояния воздуха в двигателе. И на этот раз переход к очень большим сверхзвуковым скоростям полета радикально меняет дело; но если воздухозаборник сильно усложняется и его роль становится во много раз более ответственной, то компрессор упрощается и его значение уменьшается. По существу, обе эти части двигателя как бы меняются ролями; подробно об этом будет рассказано в гл. 4, посвященной сверхзвуковым турбореактивным двигателям.

Компрессор, как показывает само его название, служит для сжатия воздуха, т. е. уменьшения его объема и повышения давления. Многие миллионы различных компрессоров во всем мире делают свое важное дело — сжимают воздух и разные другие газы — в химической, холодильной, газовой, энергетической и других отраслях промышленности. Созданы и успешно используются компрессоры самых разнообразных типов, конструкций, размеров. Но в турбореактивных двигателях нашли применение компрессоры только двух типов, да и то эти два типа занимают далеко не равное положение. По существу, можно говорить о подавляющем превосходстве так называемого *осевого компрессора*, который

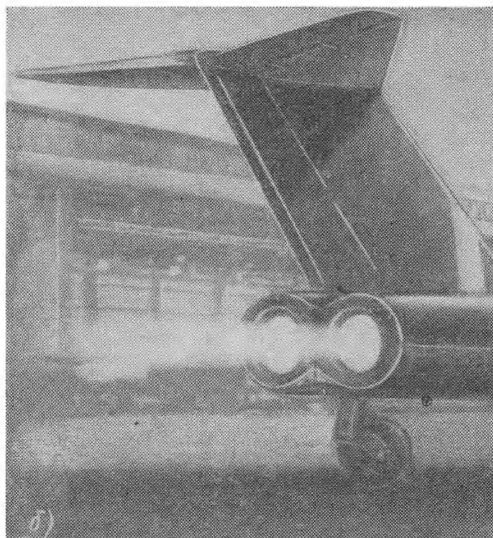
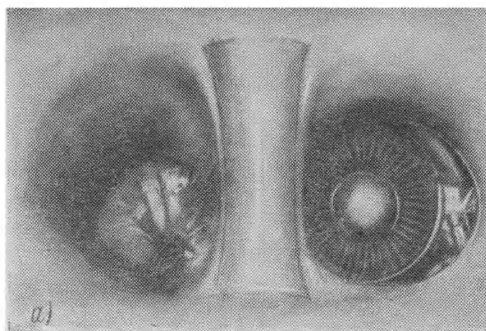


Рис. 4. Турбореактивный двигатель представляет собой «конвейер» непрерывных изменений состояния текущего через него воздуха:

а)—воздухозаборные отверстия, через которые воздух входит в двигатели самолета (начальный пост «конвейера»); б)—отверстия, через которые из двигателей вытекает реактивная струя (конечный пост «конвейера»)

практически используется на всех современных мощных турбореактивных двигателях.

Впрочем, так было не всегда. Вначале, когда появились первые турбореактивные двигатели, то примерно одинаковое применение получили как осевые компрессоры, так и их конкуренты — радиальные или, как их чаще называют, *центробежные компрессоры*; последние даже применялись несколько чаще. И если за несколько лет безусловную победу одержали именно осевые компрессоры, несмотря на некоторых их бесспорные недостатки, то это объясняется, по существу, одним, но зато решающим и бесспорным преимуществом. Оно заключается в том, что при той же лобовой площади осевой компрессор способен обеспечить больший весовой расход воздуха, т. е. он обладает большей производительностью. Вспомните, как это важно с точки зрения увеличения тяги двигателя, и вам станет ясно, почему осевой компрессор одержал решительную победу. Немалую роль сыграло, правда, и то, что осевой компрессор способен сильнее сжать воздух.

Осевой компрессор изобретен не в связи с появлением турбореактивного двигателя, он применялся довольно широко в технике задолго до этого. Однако то совершенство, которое характеризует компрессор в настоящее время, связано именно с использованием его в авиации, в качестве одного из основных составных элементов турбореактивного двигателя.

Чтобы понять принцип действия осевого компрессора, достаточно вспомнить обычный настольный вентилятор. Вероятно, каждому приходилось ощущать упругую струю воздуха, бьющую о руку, подставленную навстречу потоку от такого вентилятора. Быстро вращающиеся лопасти вентилятора захватывают воздух и с силой отбрасывают, чуть-чуть повышая его давление. Легко представить себе, что при установке нескольких таких вентиляторов один за другим струя воздуха оказалась бы еще более упругой, сжатие воздуха было бы в ней более значительным. В этом и заключается идея осевого компрессора. Он представляет собой, по существу, именно несколько таких отдельных «вентиляторов», поставленных один за другим. Однако эти «вентиляторы» очень многим отличаются от обычных настольных. Если подобный «вентилятор» установить на столе, то он

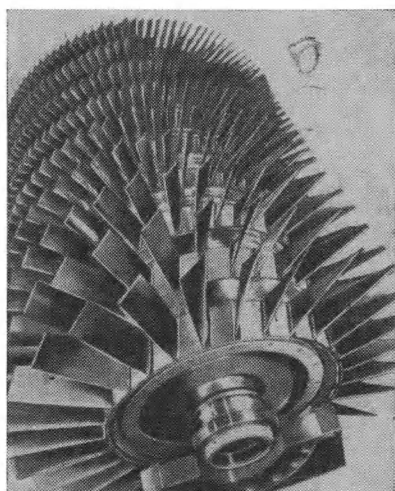
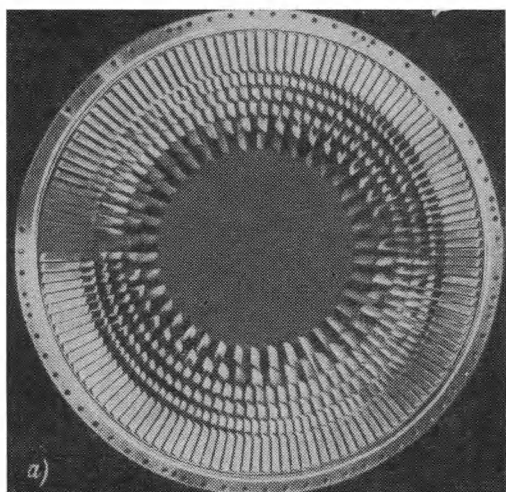


Рис. 5. Осевой компрессор — один из важнейших элементов современного турбореактивного двигателя:

а) — направляющий аппарат; б) — рабочие колеса

потребовал бы электродвигателя огромной мощности (в сотни и в тысячи киловатт) и, соответственно, колоссальных размеров, а вместо легкого обдувающего ветерка создавал бы самум, сметающий все на своем пути. И дело здесь не только в том, что размеры такого «вентилятора» гораздо больше (почти метр в диаметре). Он вращается со значительно большим числом оборотов, а его многочисленные длинные, тонкие, изогнутые в сечении подобно дужке самолетного крыла и несколько закрученные вдоль радиальной оси лопасти (или лопатки, как их обычно называют) являются чудом совершенства с точки зрения аэродинамики. Это обеспечивает высокие значения к. п. д. и производительности компрессора.

Но отличия компрессора от нескольких поставленных последовательно друг за другом вентиляторов этим не исчерпываются. Чтобы полностью использовать возможности такого сочетания отдельных «вентиляторов» или, точнее, рабочих колес компрессора, между каждыми двумя такими колесами располагаются как бы неподвижно закрепленные подобные же колеса. Эти ряды неподвижных лопаток «подготавливают» воздушный поток, выходящий из вращающегося рабочего колеса компрессора, для сжатия в следующем рабочем колесе. Если бы не было такой подготовки, то эффективность последующих рабочих колес была бы очень низкой.

Каждая пара — рабочее колесо и последующий ряд неподвижных лопаток, служащих для изменения направления потока за рабочим колесом (они так и называются обычно направляющими) — носит название *ступени компрессора*. Всего таких ступеней в осевом компрессоре турбореактивного двигателя может быть довольно много — до 15—17. И хотя в каждой отдельной ступени повышение давления воздуха относительно невелико (оно достигает в лучшем случае примерно 30%), на выходе из компрессора давление оказывается весьма высоким, оно повышается в 10—15 раз.

Но зачем все же нужен компрессор, зачем воздух, поступающий в турбореактивный двигатель, должен прежде всего подвергаться столь сильному сжатию?

Впрочем, этот вопрос относится, конечно, не только к турбореактивному двигателю. Ведь, например, и в поршневом авиационном двигателе свежий воздух, за-

полнивший рабочий цилиндр двигателя (иногда это уже не воздух, а топливовоздушная смесь, что, естественно, не меняет дела) прежде всего подвергается сжатию. Правда, в таком двигателе сжатие воздуха осуществляется не в особом компрессоре, а в том же рабочем цилиндре поршнем (а иногда, кроме того, еще в дополнительном компрессоре — нагнетателе, служащем для предварительного сжатия воздуха, поступающего в цилиндр). Но сути дела это не изменяет — так или иначе воздух сначала сжимается. Для чего же?

Нужно сказать, что тепловые двигатели, в которых нет процесса предварительного сжатия раньше существовали. Однако очень скоро было установлено, что введение процесса сжатия делает двигатель гораздо более экономичным, т. е. сильно уменьшает затраты топлива на одну лошадиную силу развиваемой двигателем мощности. Причины такого влияния предварительного сжатия воздуха установлены технической термодинамикой — наукой, изучающей рабочие процессы различных тепловых двигателей. В частности доказано, что чем больше сжатие воздуха в компрессоре турбореактивного двигателя, тем выше и его экономичность, т. е. тем меньше удельный расход топлива на 1  $\kappa\Gamma$  развиваемой двигателем реактивной тяги. Правда, как мы увидим ниже, дело меняется, когда скорость полета значительно превосходит скорость звука.

Итак, пост № 2 «конвейера», в который мы превратили наш турбореактивный двигатель, позади. Теперь воздух сжат. Что должно произойти с ним дальше?

Следующий пост — № 3 — не менее важен, чем предыдущий, для всей работы двигателя. Этот пост — *камера сгорания*, в которой происходит нагрев воздуха до нужной рабочей температуры. Уже само название — камера сгорания показывает, что нагрев воздуха осуществляется в результате сжигания в нем некоторого количества топлива. Поэтому пост № 3 представляет собой точку подключения к главному «конвейеру» другого, вспомогательного «конвейера», по которому движется уже не воздух, а топливо. Вот так же на заводе к главному конвейеру сборки автомобилей в разных его точках подсоединяются другие конвейеры, например, сборки и подачи двигателя или кузова.

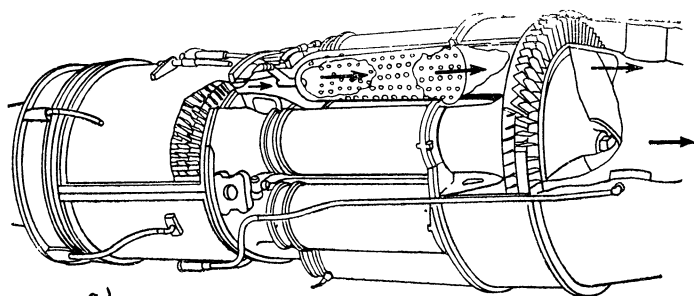
Топливо впрыскивается в камеру сгорания специальными форсунками, как это делается в топках паровых котлов или в мартеновских печах. Топливом обычно служат легкие фракции нефти — керосины или бензины, правда, несколько отличные от применяющихся в поршневых двигателях внутреннего сгорания. На самолете топливо хранится в баке, откуда насосом подается к форсункам, причем по пути оно проходит через регулятор подачи топлива, устанавливающий и поддерживающий должное количество топлива, впрыскиваемого в камеру сгорания. Этот регулятор представляет собой одну из наиболее сложных и ответственных частей двигателя, ибо расход топлива должен регулироваться с большой точностью, а он зависит от многих факторов, характеризующих режим и условия работы двигателя.

Но пост № 3 — это точка подключения к «главному конвейеру» не одного лишь топливного «конвейера». Ведь чтобы произошло сгорание, впрыснутое в воздух топливо нужно поджечь. Для этого служит система зажигания, причем конечные посты этого вспомогательного «конвейера» — запальные свечи — располагаются внутри камеры сгорания. Правда, в отличие от топливного этот второй «конвейер» работает только при пуске двигателя. После этого новые порции топлива, впрыснутого форсунками в камеру сгорания, воспламеняются уже факелом пламени, непрерывно существующим в камере.

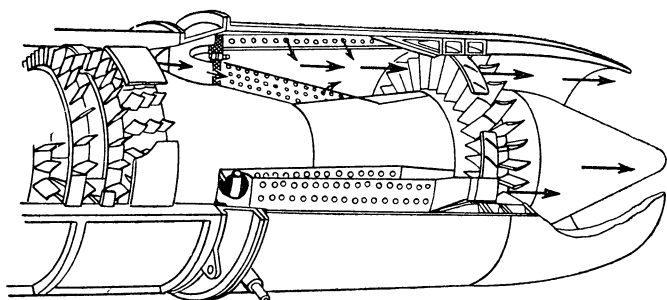
Однако воспламенение новых порций топлива факелом пламени и постоянное поддержание устойчивого факела в камере сгорания далеко не простое дело. Вдоль камеры сгорания мчится воздушный поток столь стремительный, что по сравнению с ним самые страшные и разрушительные из тайфунов кажутся легким ветерком. И вот в такой-то бушующий ураган форсунка впрыскивает топливо, которое должно быть воспламенено и полностью сожжено. Эта задача куда сложнее чем, например, попытка зажечь спичку на сильном ветру, а ведь и это далеко не всегда удается.

К каким только ухищрениям не прибегает курильщик, пытаясь разжечь папиросу на ветру. И спиной поворачивается к ветру, и прячет трепетный огонек спички под полу пальто или в согнутую калачиком ладонь

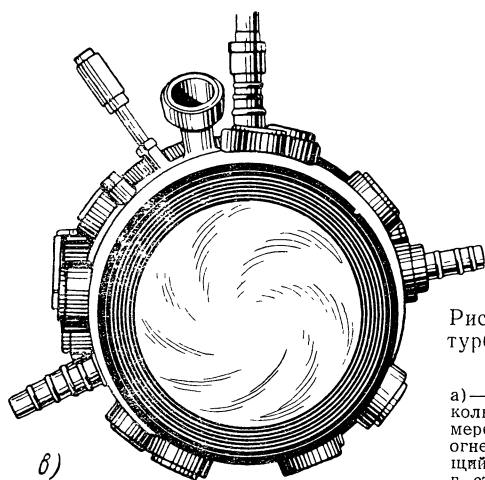




a)



b)



v)

Рис. 6. Камера сгорания турбореактивного двигателя:

а) — трубчатая камера; б) — кольцевая камера, в) — в камере постоянно бушует огненный вихрь, образующийся при горении топлива в стремительном воздушном потоке

руки, пытаясь найти таким образом тихое место, где не свистел бы ветер. Похожие приемы приходится использовать часто и конструктору камеры сгорания. Ладонь руки в этих случаях заменяет регистр — специальные устройства, иногда весьма причудливой формы — так называемые экраны или стабилизаторы. Они экранируют, т. е. защищают огненный факел в камере от стремительного воздушного потока. Успех конструкции зависит от того, насколько удачно избраны средства защиты факела, обеспечивающие его устойчивость (стабилизацию пламени).

К сожалению, общие принципы такой стабилизации изучены пока мало, вследствие чего создание каждой новой камеры связано с многочисленными и трудоемкими опытами, пробами, переделками. Правда, и здесь помогает наука, раскрывая тайны сгорания в воздушном потоке большой скорости.

Но стабилизация пламени только одна из задач, которые приходится решать конструкторам. Среди многих других задач есть одна, о которой нельзя не упомянуть, ибо она связана с важнейшей особенностью турбореактивного двигателя. Речь идет о той температуре, с которой газы покидают камеру сгорания, направляясь к следующему посту двигательного «конвейера».

На первый взгляд, вопрос о температуре газов кажется несколько праздным. Ведь сгорание имеет целью повысить температуру воздуха, протекающего через двигатель, с тем, чтобы увеличить скорость истечения воздуха или, точнее, газов из него и тем самым увеличить развиваемую двигателем тягу. Как учит термодинамика, скорость истечения изменяется, при прочих равных условиях, пропорционально корню квадратному из температуры. Это значит, что для увеличения скорости истечения вдвое абсолютная температура газов должна возрасти вчетверо. Так как тягу двигателя желательно иметь максимально большой (вспомните о борьбе за скорость полета!) то, очевидно, и температуру газов следует увеличивать насколько это возможно (правда, мы не говорим здесь об экономичности двигателя, которая вносит свои коррективы и о которой будет сказано в следующей главе).

При сгорании керосина или бензина в воздухе температура образующихся газов достигает примерно 2000°.

Надо полагать, что именно при такой температуре эти газы и должны покидать камеру сгорания. Однако в действительности дело обстоит совсем не так. Образующиеся при сгорании газы указанной температуры еще в камере сгорания намеренно... охлаждают примерно вдвое, иногда еще сильнее. Причина такого охлаждения газов связана не с самой камерой сгорания, а со следующим постом двигательного «конвейера», о котором пойдет речь ниже.

Между тем, необходимость в охлаждении доставляет немало неприятностей конструктору камеры сгорания. Для охлаждения газообразных продуктов сгорания приходится разбавлять их свежим холодным воздухом. Поэтому только некоторая, меньшая часть всего воздуха, подаваемого компрессором в камеру сгорания, принимает участие в сгорании топлива. Основная его часть направляется в обход зоны сгорания и смешивается уже за этой зоной с горячими газами, охлаждая их до нужной температуры. Но это смешение совсем не простая задача, тут приходится иметь дело с самыми противоречивыми требованиями. Так, например, совершенно очевидно, что смешение воздуха с газами должно протекать очень быстро, ибо иначе для его осуществления потребуется много места, оно отнимет у двигательного «конвейера» слишком большой отрезок всей его длины — значит, весь двигатель станет чрезмерно длинным. Но несмотря на стремительность процесс смешения не должен взбаламучивать воздушный поток, нарушать его стройность и равномерность. Это требование выдвигает следующий пост двигательного «конвейера», куда поступают газы из камеры сгорания. Для наилучшего решения таких противоречивых требований снова приходится идти по пути многочисленных опытов, подбирая оптимальную конструкцию. Но и здесь также наука стремится помочь конструктору, устанавливая общие законы происходящих при смешении физических явлений.

Немало и других сложных задач приходится решать конструктору, создающему камеру сгорания турбореактивного двигателя. Мы их не будем здесь перечислять — этого не позволяет объем книги. И если сейчас созданы камеры сгорания, работающие в двигателе эффективно и надежно многие сотни часов подряд, то

это результат напряженного труда целых коллективов ученых, конструкторов и инженеров. Конечно, далеко не все здесь еще ясно, развитие реактивной авиации ставит все новые и новые неотложные проблемы. О некоторых из них пойдет речь в следующих главах. Но одно бесспорно — накопленные знания и опыт, дальнейшие настоячивые исследования обеспечат решение и этих задач.

Пришло время передвинуться вдоль нашего «конвейера» к следующему посту — № 4. Сюда невидимая лента «конвейера» доставляет раскаленные газы из камеры сгорания. Что происходит с ними здесь?

Очевидно, газам, несущим в себе тепловую энергию, в которую перешла химическая энергия сгоревшего топлива, пора с ней расстаться. Теперь эти газы должны начать работать, совершать полезную работу, для чего и создается, в конце концов, весь двигатель. Следовательно, пост № 4 должен стать местом, где тепловая энергия преобразуется в полезную механическую энергию.

Помните, какие функции выполнял пост № 2 — компрессор двигателя? В нем происходило сжатие воздуха, так что механическая энергия, затрачиваемая на вращение рабочих колес компрессора, переходила во внутреннюю тепловую энергию воздуха. Если теперь, на посту № 4, должен происходить обратный процесс перехода тепловой энергии в механическую, то, очевидно, такой процесс будет сопровождаться расширением воздуха. Подобное расширение может осуществляться по разному, но оно должно прежде всего отвечать одному условию — выделяющаяся механическая энергия необходима для привода в действие компрессора.

Легко видеть, что для этой цели и подходит больше всего машина, похожая по устройству на компрессор, но с диаметрально противоположным рабочим процессом — расширением, а не сжатием воздуха. Такая машина — *осевая турбина* — и представляет собой пост № 4 нашего двигательного «конвейера», оттого-то и сам двигатель называют турбореактивным. Подобно тому, как это было сказано выше о компрессоре, находят применение и *радиальные турбины* (в них расширяющийся газ течет от периферии или обода рабочего колеса к его центру, т. е. в обратном направлении по сравнению

с радиальным, или центробежным, компрессором). Однако они применяются лишь в двигателях относительно небольших размеров и мощности. В абсолютном большинстве двигатели имеют осевые турбины, одно- или многоступенчатые. Эти турбины также состоят из рядов неподвижных лопаток, их называют в этом случае сопловыми, и вращающихся рабочих колес с лопатка-

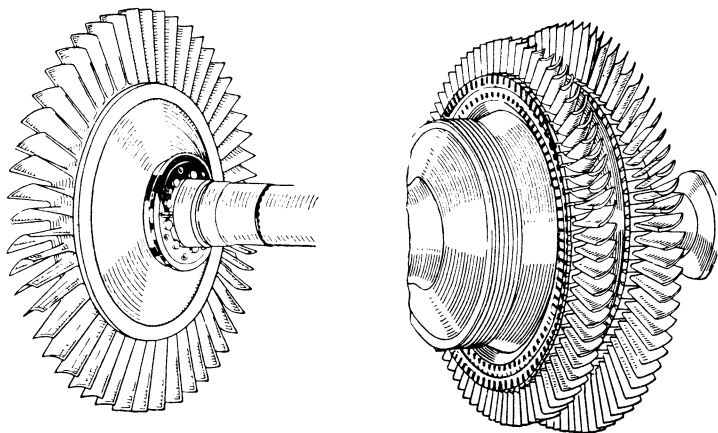


Рис. 7. Так выглядит колесо газовой турбины, приводящей во вращение компрессор турбореактивного двигателя

ми по периферии. Расширяющиеся в турбине газы отдают ее рабочим колесам свою энергию, турбина вращается, развивая огромную, в десятки тысяч лошадиных сил, мощность. И практически вся эта мощность затрачивается на вращение компрессора, для чего турбина связывается с ним мощным валом. Компрессор вместе с турбиной и соединительным валом называют часто *роотором двигателя* (по существу, это единственная его вращающаяся часть).

Таким образом, получается, что турбина развивает мощность, которая полностью расходуется компрессором... Какой же толк от всего этого? Двигатель работает, топливо сгорает, а вся развиваемая двигателем мощность поглощается им же?!

Конечно, дело обстоит не так, ибо такой двигатель никому не был бы нужен. Единственный вывод, который приходится сделать, сводится к тому, что, вероятно,

пост № 4 не последний в двигательном «конвейере». Очевидно, существует еще один заключительный пост — № 5, и его-то существование и оправдывает создание двигателя. Оправдывает же он его тем, что именно здесь газы отдают для совершения полезной работы еще оставшийся в них после расширения в турбине запас внутренней тепловой энергии.

То, что такой запас несомненно существует, явствует из различия температур воздуха, сжимаемого в компрессоре, и газов, расширяющихся в турбине. Для сжатия холодного воздуха требуется меньшая работа, чем для сжатия горячего, и наоборот, расширение горячего воздуха связано с совершением большей работы, чем холодного. Поэтому газы, нагретые в камере сгорания, обладают большим запасом энергии, чем воздух перед этой камерой (т. е. за компрессором), и способны при расширении совершить большую работу, чем была затрачена в компрессоре на сжатие воздуха. Вследствие этого мощность турбины может быть большей, чем необходимая для привода во вращение компрессора, и эта избыточная мощность может быть использована, или, как говорят, снята с вала турбины для совершения какой-либо полезной работы. Именно так обстоит дело в так называемых газотурбинных двигателях, используемых на электростанциях для генерирования электрического тока, устанавливаемых на морских судах для привода во вращение гребных винтов, или на железнодорожных локомотивах для передачи мощности ведущим осям. Применяются такие двигатели и в авиации.

Но в случае турбореактивного двигателя (он тоже, вообще-то говоря, является газотурбинным) дело обстоит не так. Мощность турбины почти точно равна мощности компрессора. Значит, газы отдают турбине не весь запас своей полезной энергии, часть его они уносят с собой. Физически это проявляется в том, что давление газов за турбиной все еще больше атмосферного. Именно поэтому они сохраняют способность дальнейшего расширения с совершением полезной работы. Как же и где осуществляется это расширение, что представляет собой пост № 5?

Чтобы ответить на этот вопрос, достаточно вспомнить, в чем заключается само назначение турбореактивного двигателя. Это назначение — создание реактив-

ной струи газов, вытекающих из двигателя с большой скоростью с тем, чтобы была получена значительная реактивная тяга. Следовательно, пост № 5 — именно та часть двигателя, в которой происходит образование такой струи. Эта часть носит название *реактивного сопла*.

Ускорение газов при течении через реактивное сопло сопровождается их расширением. Работа, совершаемая газами при расширении в сопле, затрачивается непосредственно на их разгон, т. е. переходит в кинетическую энергию. Чтобы такое расширение произошло, сопло должно представлять собой канал или трубу постепенно уменьшающегося проходного сечения, например, усеченный конус, как это чаще всего и бывает. Правда, при больших сверхзвуковых скоростях полета сопло, как и другие части двигателя, претерпевает радикальные изменения, об этом будет идти речь ниже, в гл. 4.

Так, наконец, мы добрались до самого конца двигательного «конвейера». Наше описание касалось главных его постов и мы ограничились упоминанием лишь некоторых вспомогательных «конвейеров» — различных систем двигателя. В действительности же, конечно, современный турбореактивный двигатель помимо основных частей включает в себя много разных вспомогательных систем и агрегатов. Без них работа двигателя была бы невозможной. Общее число частей современного турбореактивного двигателя достигает иной раз почти двух десятков тысяч.

Мы уже знаем, что результатом работы двигателя является вытекающая из него струя газов, создающая реактивную тягу. У читателя может возникнуть вопрос (автору не раз приходилось его слышать): какие участки «конвейера» непосредственно создают тягу? Не в том смысле, конечно, что они обеспечивают работу двигателя (в этом участвуют все посты «конвейера», все элементы двигателя) — просто интересно знать, на какие части двигателя воздействуют те усилия со стороны газов, которые в итоге создают реактивную тягу. Ведь физически сила тяги создается именно усилиями, возникающими в результате давления газов на внутреннюю поверхность частей двигателя. Реактивная струя представляет собой как бы «зеркальное отображение» этих усилий — равные им, но противоположно направ-

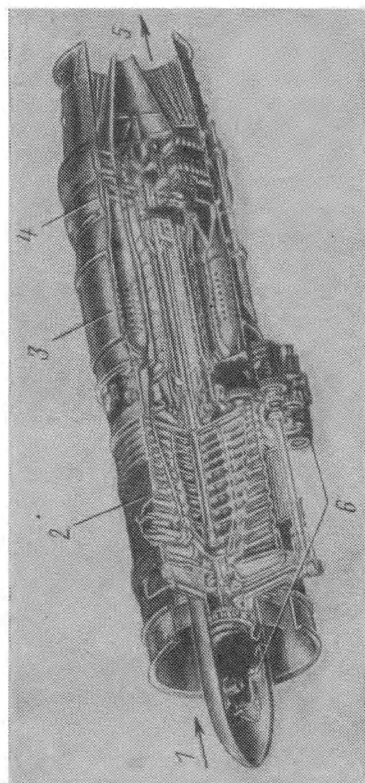
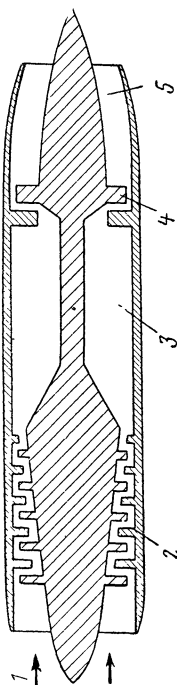


Рис. 8. Основные части турборе-  
активного двигателя — посты  
«конвейера» изменений состояния  
воздуха (двигатель «Эйвон», Анг-  
лия):

1—вход воздуха (пост № 1); 2—ком-  
прессор, сжатие воздуха (пост № 2); 3—  
камера сгорания, нагрев воздуха—сго-  
рание топлива (пост № 3); 4—турбина,  
расширение воздуха (пост № 4); 5—ре-  
активное сопло, расширение воздуха  
(газов) и разгон струи (пост № 5);  
6—регуляторы и вспомогательные агре-  
гаты двигателя



ленные силы, действующие со стороны внутренних поверхностей на газы, разгоняют их, заставляя вытекать с большей скоростью из двигателя. Поэтому-то и можно вычислять величину тяги по скорости истечения, точнее, по количеству движения вытекающих из двигателя газов.

Как же ответить на поставленный вопрос? Очевидно, что направленные вперед (т. е. так, как и сама тяга) усилия от газового давления возникают на тех участках

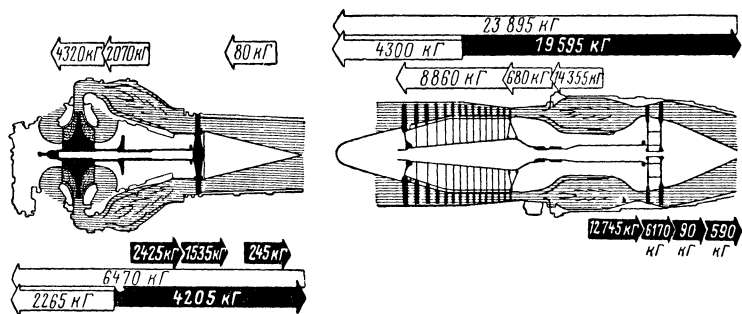


Рис. 9. На внутренние поверхности турбореактивного двигателя действуют силы давления текущего по нему воздуха (и газов), приводящие к образованию реактивной тяги (на примере английских двигателей «Нин» — слева и «Эйвон» — справа)

газовоздушного тракта двигателя, где давление повышено и оно действует на поверхности двигателя так, что как бы толкает их вперед. Так, например, обстоит дело на всех участках тракта, которые представляют собой расширяющийся канал. Наоборот, если канал для течения газов сужается, то сила давления газового потока действует назад, т. е. уменьшает реактивную тягу. Приводимый рисунок показывает, как это получается: если из всех сил газового давления, возникающих внутри двигателя и направленных вперед, по направлению полета (такие силы возникают, в частности, в компрессоре и камере сгорания), вычесть все силы, действующие назад, то в результате и получится точное значение силы тяги. Конечно, практически в этом сложном подсчете, как уже упоминалось выше, нет нужды — силу тяги определяют по реактивной струе.

Меньше двух десятилетий насчитывает короткая история турбореактивного двигателя. Но за эти считанные

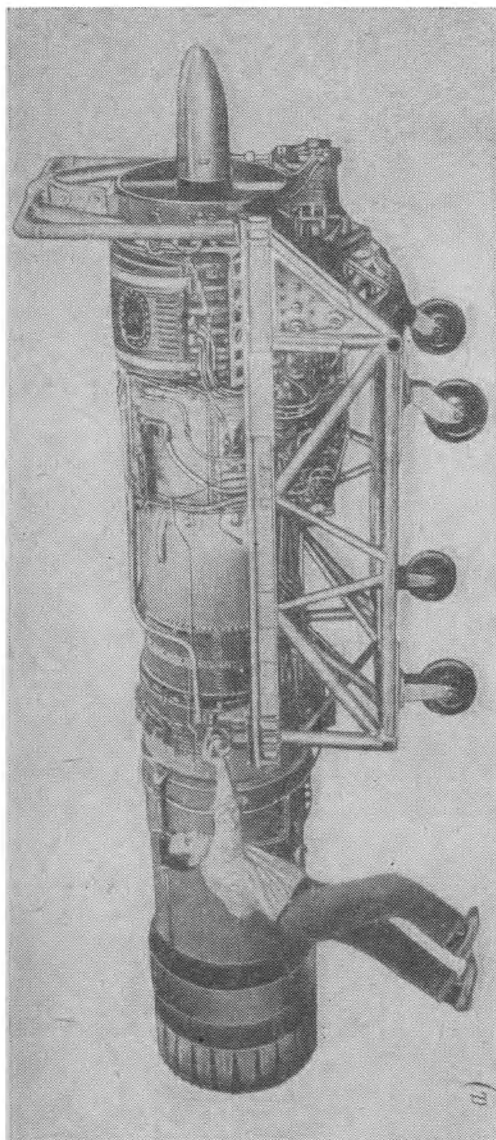


Рис. 10. Современный мощный турбореактивный двигатель, развивающий тягу в несколько тонн (а). Но есть и маломощные турбореактивные двигатели (двигатель, изображенный на рисунке (б), весит всего 10,5 кг и развивает тягу в 32 кг)



годы он достиг высокого совершенства и добился поистине замечательных побед.

Современные турбореактивные двигатели, устанавливаемые на военных самолетах и пассажирских авиалайнерах, способны развивать тягу в несколько тонн. Имеются двигатели с тягой, превосходящей 10 тонн; за 20 лет, прошедшие с момента появления первых турбореактивных двигателей, их тяга возросла более чем в 20 раз. И вместе с тем, на легких самолетах — спортивных, индивидуальных пользования и других — устанавливаются миниатюрные турбореактивные двигатели, тяга которых едва достигает сотни килограммов, а то и еще меньше.

Очень велик прогресс в отношении уменьшения веса турбореактивного двигателя, приходящегося на каждый килограмм развиваемой им тяги (так называемый удельный вес). Если первые появившиеся в эксплуатации турбореактивные двигатели имели удельный вес более полукилограмма на килограмм тяги, то теперь не редко значение в четверть килограмма и даже меньше. Это значит, что тяга двигателя достаточна для того, чтобы поднять в воздух 4—5, а то и больше таких двигателей. Нет нужды говорить о важности всемерного уменьшения веса авиационного двигателя, это очевидно. Но особенно необходимо всячески облегчать двигатели, предназначенные для самолетов, способных совершать вертикальный (т. е. без разбега) взлет и такую же посадку, а этим самолетам принадлежит большое будущее. О двигателях для таких самолетов мы несколько подробнее расскажем в главе 8.

На первый взгляд несколько менее внушителен, но также исключительно важен прогресс турбореактивных двигателей в отношении улучшения их экономичности, т. е. уменьшения затраты топлива на 1  $\text{кГ}$  тяги (так называемого удельного расхода топлива). У первых двигателей удельный расход превышал 1  $\text{кг}$  топлива в час на 1  $\text{кГ}$  тяги, достигая  $1,4 \div 1,5 \text{ кг/кг} \cdot \text{час}$ . Теперь же эксплуатируются двигатели, удельный расход топлива которых меньше, примерно, вдвое.

Исключительно высокой стала надежность турбореактивного двигателя. В этом отношении вначале он сильно уступал поршневому, но затем даже опередил его.

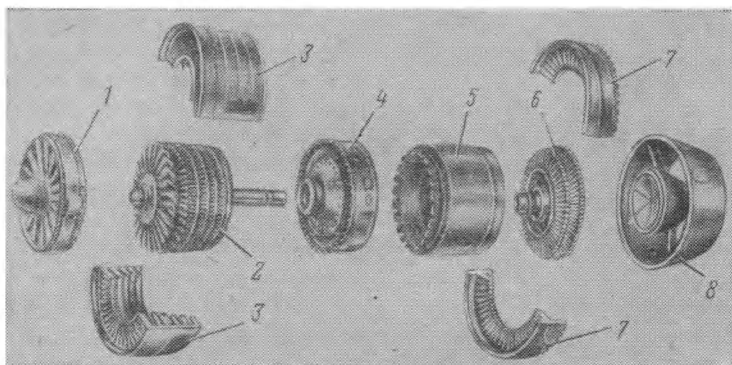
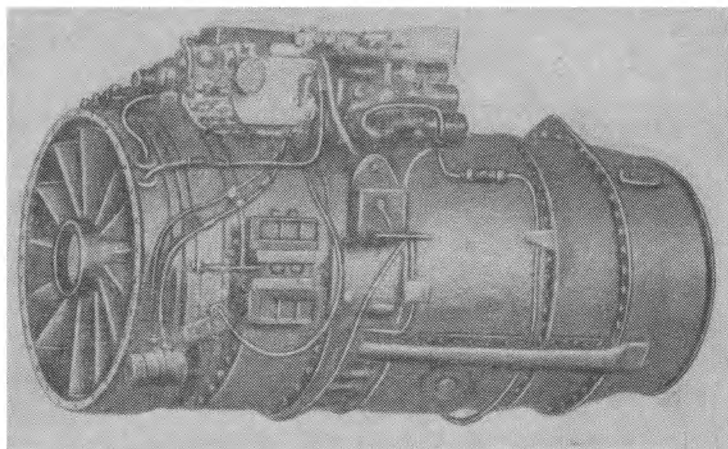


Рис. 11. Вес этого турбореактивного двигателя примерно в 10 раз меньше, чем развиваемая им тяга (двигатель J85, США, весит 136 кг и развивает тягу 1300 кгГ). Внизу показаны основные части двигателя:

1—входная часть (воздухозаборник); 2—ротор осевого компрессора (8 колес); 3—разъемный корпус компрессора с лопатками направляющего аппарата; 4—переходник между компрессором и камерой сгорания (диффузор); 5—камера сгорания кольцевого типа с 12 горелками (пламенными трубами); 6—колесо двухступенчатой осевой турбины, 7—разъемный корпус турбины с сопловыми лопатками; 8—выходная часть (реактивное сопло)

Теперь уже имеются двигатели, надежно и безотказно работающие многие сотни и тысячи часов до того, как по принятому в авиации неукоснительному правилу их, несмотря на полную видимую работоспособность и отсутствие каких бы то ни было дефектов, снимают с самолета и направляют на переборку и ремонт. А ведь вначале ресурс турбореактивного двигателя равнялся всего нескольким часам или от силы десяткам часов! Полный срок службы турбореактивного двигателя на самолете превышает сейчас иногда уже 100.000 часов.

Не удивительно, что принципиальное превосходство турбореактивного двигателя перед поршневым и столь быстрое его совершенствование позволили авиации добиться с его помощью, действительно, феноменальных успехов.

Сразу же совершив прыжок в скорости полета километров на 200 в час по сравнению со старыми, поршневыми самолетами, реактивные самолеты быстро развили этот успех. Вскоре уже были освоены ближние подступы к звуковому барьеру, а в последние годы взят штурмом и он. Теперь уже самолеты с турбореактивными двигателями, как пилотируемые, так и беспилотные, летают на высотах более 30 км (хотя всего несколько лет тому назад считалось, что «потолком» для них является высота 20 км) со скоростью, в 2,5—3 раза превосходящей скорость звука. Турбореактивный двигатель стал поистине полновластным гегемоном в авиации.

Впрочем, так ли уж полновластным?



## КОГДА ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ УСТУПАЕТ ПЕРВЕНСТВО СВОИМ БЛИЗКИМ „РОДСТВЕННИКАМ“

---

**Н**о почему, собственно говоря возник вопрос, которым закончилась предыдущая глава? Ведь именно в этой главе, если судить по заголовку, следовало убедить читателя в том, что турбореактивный двигатель с невиданной легкостью покорил авиацию, совершив в ней техническую революцию.

Это, конечно, верно. И все же обоснован и поставленный вопрос, ибо почти сразу после появления в авиации первым турбореактивным двигателям пришлось выдерживать конкурентную борьбу не только с поршневыми двигателями, но и с двигателями иного типа, по существу порожденными турбореактивным.

Первый из таких близких «родственников» обычного турбореактивного двигателя, о котором мы здесь расскажем, так называемый двухвальный, отличается по существу только конструктивно, рабочий процесс у него такой же. Этот двигатель иллюстрирует одно из возможных направлений конструктивного совершенствования турбореактивного двигателя. Мы уделим ему некоторое внимание и потому, что он получил довольно широкое применение за рубежом. Вместе с тем, это позволит выяснить одну из слабостей, органически присущих простому турбореактивному двигателю.

В предыдущей главе, когда речь шла о компрессоре турбореактивного двигателя, отмечалось, что чем больше степень сжатия, тем экономичнее двигатель, т. е. тем

меньше затрата топлива на 1 кг развиваемой им тяги (так называемый *удельный расход топлива*). Понятно, как в этом заинтересована авиация — ведь экономичность двигателя прямо определяет дальность полета самолета или же возможную величину перевозимого полезного груза. Кроме того, во многих случаях повышение степени сжатия приводит и к увеличению тяги двигателя, что еще увеличивает выгодность такого повышения.

Но как можно увеличить степень сжатия воздуха в компрессоре? Один из очевидных путей заключается в увеличении числа ступеней осевого компрессора. Не удивительно, что многие двигатели имеют очень длинный компрессор, с 12—15, а то и большим числом ступеней. Однако конструктору, избравшему этот путь, грозят многие трудности. И, пожалуй, наибольшая из них связана с проблемой устойчивости работы компрессора. Это, вероятно, вообще ахиллесова пята осевого компрессора. Действительно, представьте себе, что вдруг (обычно это бывает при уменьшении тяги двигателя, т. е. при переходе его на режим частичной мощности) нормальное течение воздуха по компрессору нарушается. Давление в нем начинает резко колебаться, отчего на лопатки компрессора обрушиваются, точно частые удары молотка, большие пульсационные нагрузки; расход воздуха через компрессор (его производительность) так же резко уменьшается. Естественно, что в результате такого явления (его называют помпажом компрессора) и весь двигатель перестает работать нормально: его тяга сильно падает и начинает резко колебаться, а часто двигатель и вовсе останавливается, глохнет. Бывает, что сильные пульсации давления приводят к поломке важных частей двигателя и его полному выходу из строя, тем более, что при помпаже резко возрастает и температура газов в двигателе. И вот, оказывается, что с увеличением числа ступеней компрессора опасность возникновения помпажа возрастает.

Ученые и инженеры затратили и затрачивают много сил на исследование помпажа и разработку средств борьбы с ним, применяя, например, поворотные направляющие лопатки компрессора, перепуск воздуха из его первых ступеней и др. Одно из подобных средств, весьма эффективное, и применено в двигателе, о котором идет речь. Этот двигатель, как было сказано выше, но-

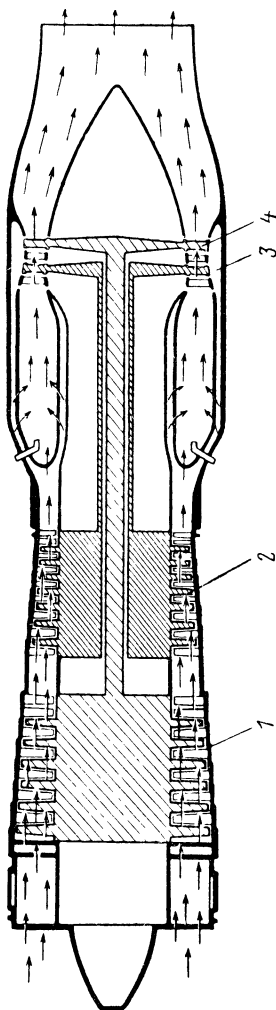
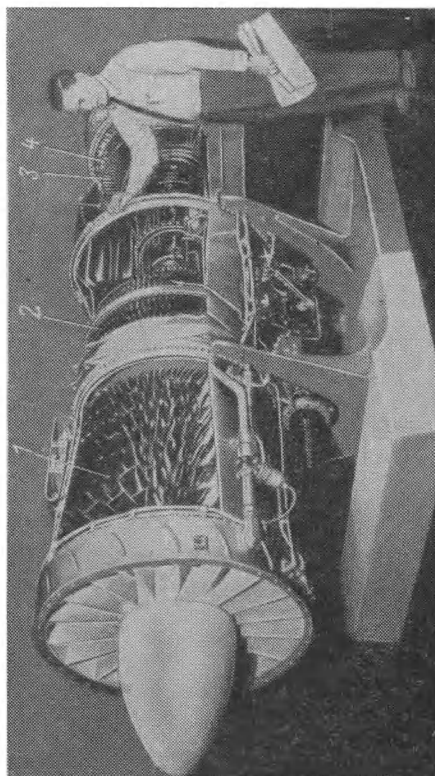


Рис. 12. Двухвалый турбо-реактивный двигатель (или двигатель с двухкаскадным компрессором). Сверху — принципиальная схема двигателя. Снизу — двигатель в разрезе (гражданский двухвалый двигатель JT4, США, тягой около 8000 кгf);

1—компрессор низкого давления, 2—компрессор высокого давления, 3—турбина высокого давления, 4—турбина низкого давления





сит название двувального (или двуроторного) турбореактивного или же двигателя с двухкаскадным компрессором. Компрессор такого двигателя имеет большое число ступеней, которое при обычной конструкции наверняка приводило бы к помпажу. Чтобы этого не случилось, компрессор разделен на две самостоятельные части так, что, по существу, один компрессор оказывается как бы установленным за другим. Поэтому-то такой компрессор и называют двухкаскадным: в нем сжатие осуществляется в два этапа (или два каскада).

Число оборотов обоих компрессоров избирается разным (у первого из них, т. е. у компрессора низкого давления, оно снижается сильнее при переходе двигателя на режим уменьшенной тяги), наиболее выгодным с точки зрения предотвращения помпажа, который, как указывалось выше, возникает при снижении тяги и связанном с ним уменьшении расхода воздуха через компрессор. В этом, собственно говоря, и заключается главное преимущество двухкаскадного компрессора. Но преимущество ведет к усложнению двигателя. В частности, очевидно, что для привода каждого компрессора требуется в этом случае и своя особая турбина. Компрессор низкого давления (т. е. первого каскада сжатия) приводится во вращение и турбиной низкого давления. Легко видеть, что эта турбина должна быть расположена за первой, т. е. она является вторым каскадом расширения газов. В свою очередь, компрессор высокого давления приводится во вращение турбиной высокого давления так, что вал ротора низкого давления, соединяющий компрессор и турбину низкого давления, проходит внутри полого вала ротора давления, как это можно видеть на схеме двигателя.

Сложность двувального двигателя, по сравнению с обычным турбореактивным, очевидна. Его довольно широкое применение в тех случаях, когда требуется сочетание большой тяги для полета с большой скоростью с хорошей экономичностью двигателя (для полета большой дальности) свидетельствует о том, что это увеличение конструктивной сложности оправдывает себя. Частично оно компенсируется тем, что число ступеней компрессора в этом случае может быть меньшим, чем в обычном компрессоре с той же степенью сжатия.

Перед тем, как рассказать о новом двигателе — «родственнике» турбореактивного, нам придется разобраться в некоторых очень существенных особенностях рабочего процесса любого реактивного двигателя, в том числе и турбореактивного. Эти особенности характерны именно для реактивных двигателей, они отличают их от всех других тепловых двигателей, применяющихся в современной технике. Особенности, о которых идет речь, связаны с реактивной струей вытекающих из двигателя газов.

Помните (об этом шла речь в предыдущей главе), какие преобразования энергии происходят в турбореактивном, да и в любом другом тепловом реактивном двигателе? Сначала химическая энергия топлива в результате его сгорания переходит в тепловую энергию продуктов горения — газов, а затем эта тепловая энергия преобразуется в кинетическую энергию газов в реактивной струе. Вот этими-то преобразованиями и определяется первая особенность любого реактивного двигателя, о которой мы хотим рассказать.

Эта особенность заключается в том, что назначением любого реактивного двигателя является тяга, которую он развивает, именно тяга, а не мощность, что характерно для любого другого двигателя — автомобильного или судового, теплового или электрического. Мы интересуемся тем, сколько килограммов тяги развивает турбореактивный двигатель, а не тем, сколько лошадиных сил составляет его мощность, тем, сколько топлива он расходует на 1 *кГ* тяги, а не на 1 *л. с.* мощности, сколько он весит на 1 *кГ* тяги, а не на 1 *л. с.* мощности, и так далее. Все определяет тяга двигателя.

Но тяга, как мы уже знаем, равна количеству движения вытекающей из двигателя реактивной струи ( $mV$ ), т. е. при одной и той же массе вытекающих газов она прямо пропорциональна скорости истечения: чтобы тяга возросла вдвое, на столько же должна увеличиться скорость истечения. Поэтому все основные характеристики двигателя — тяга, удельный расход топлива, удельный вес и т. п. — зависят от *скорости истечения*. В то же время при рассмотрении энергетических преобразований в двигателе, в частности, при оценке его к. п. д., т. е. степени совершенства двигателя в отношении полезного использования затрачиваемого топлива, нам приходится иметь дело с кинетической энергией газов в реактивной

струе, а эта энергия пропорциональна, как известно, квадрату скорости истечения. Поэтому, например, увеличение к. п. д. двигателя, скажем, на 20% должно означать увеличение на 20% не скорости, а *квадрата скорости истечения*. Увеличивая полезную мощность двигателя (т. е. кинетическую энергию реактивной струи) вчетверо, мы увеличиваем тягу двигателя только вдвое, если это увеличение достигнуто в результате увеличения скорости истечения. Если же увеличение полезной мощности вчетверо достигнуто при постоянной скорости истечения, т. е., следовательно, в результате увеличения в 4 раза массы вытекающих газов, то в таком случае тяга увеличится уже не в 2, а тоже в 4 раза.

Вот уже первый очень важный вывод, первое следствие рассматриваемой особенности турбореактивного двигателя. Оказывается, при одной и той же затрате топлива и одинаковом совершенстве двигателя выгодно возможно больше увеличивать массу вытекающих газов и уменьшать скорость истечения: это увеличит тягу двигателя и уменьшит расход топлива на 1 кГ тяги. Выгодна большая масса и малая скорость, а не малая масса и большая скорость истечения.

Но как практически это сказывается на работе турбореактивного двигателя? Ведь в данном двигателе масса газов — это расход воздуха через двигатель, его не увеличишь, поскольку мы считаем его и так уже максимально возможным для двигателя данного лобового сечения. Зато возможно другое — изменяя количество топлива, сгорающего в двигателе, т. е., как говорят, обогащая или обедняя сгорающую топливовоздушную смесь, можно изменять скорость истечения и, следовательно, тягу двигателя. Выгодно ли увеличивать затрату топлива и, таким образом, температуру газов, скорость истечения и тягу двигателя?

И вот тут мы встречаемся с довольно неожиданным, на первый взгляд, фактом. Увеличение температуры газов увеличивает эффективность рабочего цикла двигателя (его к. п. д.), т. е. приводит к полезному использованию все большей части энергии сжигаемого топлива. С этой точки зрения выгодно иметь температуру сгорания как можно большей. Однако рост тяги двигателя будет при этом отставать от увеличения затраты топлива. Грубо говоря, при увеличении расхода топлива вчетверо

температура газов тоже возрастет в 4 раза, но скорость истечения и тяга двигателя — только в 2 раза. Значит, экономичность двигателя в отношении развиваемой им тяги ухудшится, ибо на каждый килограмм тяги он будет расходовать вдвое больше топлива.

Правда, увеличение к. п. д. двигателя при возрастании температуры несколько исправит дело, поскольку в кинетическую энергию будет при этом переходить все большая часть энергии топлива. И все же приращение тяги будет меньше, чем увеличение затраты топлива.

Как показывает теория, для современных турбореактивных двигателей выгодно увеличивать температуру газов в камере сгорания примерно до  $600\text{--}650^\circ\text{C}$ . Пока эта температура еще не достигнута, сильнее сказывается возрастание к. п. д. двигателя и с возрастанием температуры газов растет и тяга и экономичность двигателя. При более же высоких значениях температуры ее дальнейшее увеличение по-прежнему увеличивает тягу, но уже ухудшает экономичность, поскольку расход топлива на 1 кг тяги возрастает.

Если все современные двигатели работают с более высокой температурой газов, примерно  $850\text{--}950^\circ\text{C}$ , то это объясняется только одним — стремлением увеличить тягу, не считаясь даже с увеличением удельного расхода топлива. И действительно, кому нужен двигатель, развивающий ничтожную тягу, даже если он совершенен в отношении затраты топлива? Мало того, что такой двигатель не обеспечит необходимой скорости полета (она ведь требует и большой тяги), он будет и очень тяжелым, будет иметь большой удельный вес на 1 кг тяги. Понятно, что в каждом конкретном случае только тщательный и весьма трудоемкий расчет может установить, каково наивыгоднейшее значение температуры газов. Этот расчет показывает, какой температуре газов соответствует наименьший суммарный вес двигателя и топлива, расходуемого на совершение полета — эта температура и будет наивыгоднейшей. Ясно, например, что чем дольше должен длиться полет, тем меньше наивыгоднейшая температура, ибо при этом вырастает значение удельного расхода топлива, а роль веса самого двигателя становится относительно меньшей. Поэтому для дальних и относительно медленных полетов выгоднее более «холод-

ные» двигатели, а для более скоростных и коротких полетов, наоборот, более «высокотемпературные».

И тут становится ясно, почему в прошлом, когда скорость полета самолетов была еще очень малой, применение турбореактивных двигателей было просто невыгодным. Понятно и то, почему до сих пор в гражданской авиации на тихоходных самолетах применяются поршневые двигатели с винтами. Все дело в том, что в этих условиях поршневой двигатель с винтом выгоднее, экономичнее турбореактивного. И объясняется это очень просто — ведь в такой силовой установке отсутствует характерная только для реактивной струи взаимосвязь мощности и тяги. Действительно, температура сгорания в поршневом двигателе весьма высока, что обеспечивает большой к. п. д. двигателя, т. е. малый удельный расход топлива на 1 л. с. Но эта высокая температура вовсе не увеличивает «скорость истечения», т. е. скорость отброса воздуха для создания тяги, что было бы невыгодным, как мы уже знаем. Воздушный винт, приводимый во вращение двигателем, отбрасывает воздух с гораздо меньшей скоростью, но зато и в соответственно большем количестве, чем это характерно для реактивной струи турбореактивного двигателя. Винт поршневого тихоходного самолета отбрасывает каждую секунду несколько сот килограммов воздуха, по крайней мере в 10 раз больше, чем турбореактивный двигатель в несколько раз большей мощности!

Но нельзя ли использовать этот, столь выгодный метод своеобразной «изоляции» температуры газов от скорости истечения и в турбореактивном двигателе? Ведь тогда температура газов могла бы быть настолько высокой, насколько это позволяет конструкция двигателя, а скорость истечения — настолько малой, насколько это возможно и выгодно. А в результате были бы большими и к. п. д. двигателя, и его тяга. Подобный двигатель обладал бы несомненными преимуществами перед турбореактивным, по крайней мере, при относительно малых скоростях полета. Он был бы и мощным, т. е. развивал большую тягу, и экономичным, т. е. расходовал мало топлива на 1 кг тяги, и легким. Кроме того, он обладал бы еще и другими достоинствами, вытекающими из второй особенности, характерной для турбореактивного, да и любого другого реактивного двигателя, и связан-

ной с энергетическими преобразованиями, происходящими уже вне двигателя, в его реактивной струе.

После того, как энергия топлива уже перешла в кинетическую энергию реактивной струи, можно ли утверждать, что эта кинетическая энергия, определяю-

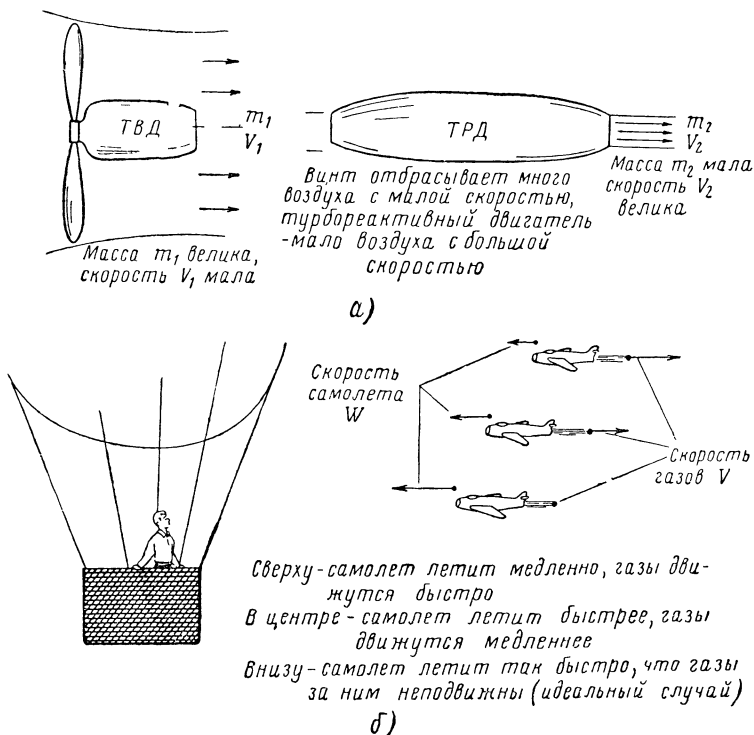


Рис. 13. Энергетика реактивной струи:

- а) — тяга больше в том случае, когда масса велика, а скорость ее отброса мала (при одинаковой кинетической энергии струи);  
б) — потеря кинетической энергии струи тем больше, чем меньше скорость полета по сравнению со скоростью струи

щая собой мощность двигателя, является, действительно, полезно используемой? Очевидно, что полезно используемая энергия это только та, что расходуется на совершение полезной работы передвижения летательного аппарата, т. е. той работы, ради которой и устанавливается двигатель на летательном аппарате. И только в одном единственном идеальном случае, действительно,

вся кинетическая энергия струи целиком используется полезно. Легко установить, что представляет собой этот идеальный случай.

Вспомните наблюдателя в кабине аэростата, изучающего туманный инверсионный след за пролетевшим, мимо него реактивным самолетом; этот наблюдатель помогал нам в 1-й главе разобраться в принципе реактивного движения. Туманные струи мчались мимо него с большой скоростью. С какой же именно? Мы теперь уже можем ответить на этот вопрос. Если скорость истечения газов из двигателя равна  $V$ , а скорость летящего самолета равна  $W$ , то, очевидно, что скорость газов в реактивной струе, регистрируемая наблюдателем в кабине аэростата, равна  $V - W$ . Кинетическая энергия газов, движущихся с такой скоростью, пропорциональна, очевидно, квадрату скорости, т. е.  $(V - W)^2$ . О чем свидетельствует эта энергия, что она характеризует?

Само собой разумеется, что газы, мчащиеся в атмосфере, уже не совершают полезной работы, их кинетическая энергия бесполезно рассеивается в воздухе — это потерянная энергия. Следовательно, чем меньше указанная потеря, тем, при прочих равных условиях, больше полезная работа, совершаемая реактивной струей, т. е. работа, затрачиваемая на полет самолета. Но потеря энергии тем меньше, чем меньше разность скоростей  $V - W$ . Только в том случае, когда скорость истечения  $V$  в точности равна скорости полета  $W$ , потери не будут вовсе (см. фиг. 13). Это естественно, ибо в этом единственном случае наблюдатель будет видеть неподвижно застывшие рядом с ним газы, оставленные пролетевшим самолетом. Это будет уже почти точно такой «трек», какой появляется при полете заряженной частицы в камере Вильсона. Правда, в этом случае польза от нашего наблюдателя была бы невелика (не видя движущихся газов, он не смог бы помочь нам в разъяснении принципа реактивного движения), но зато наибольшую пользу принесли бы сами газы — всю свою кинетическую энергию они передали самолету, т. е. израсходовали полезно.

Правда, этот случай не характерен для турбореактивного, да и любого другого реактивного двигателя, использующего для своей работы атмосферный воздух. Не характерен потому, что в таком случае скорость воз-

духа, протекающего через двигатель по всему его «конвейеру», в итоге не изменяется — ведь скорость выхода равна скорости входа. Но тогда и тяга двигателя равна нулю, двигатель работает вхолостую, на самого себя. Зато этот же случай очень реален и важен для двигателей, в работе которых атмосферный воздух не принимает участия, с подобными двигателями мы познакомимся в гл. 6. Здесь же он нам нужен лишь для иллюстрации потерь кинетической энергии реактивной струи, связанных с ее скоростью относительно неподвижного наблюдателя.

И снова мы получаем очень важный практический вывод из этой второй характерной особенности реактивной струи. Этот вывод заключается в том, что чем меньше скорость полета, тем меньше должна быть и скорость истечения, иначе большая часть кинетической энергии реактивной струи не будет полезно использована. Мало того, потерянная энергия даже приносит вред, ибо чем больше скорость газов в струе, тем больше шум, производимый двигателем в работе, а проблема шума часто выдвигается едва ли не на первый план. Следовательно, это еще один аргумент в пользу того, что при относительно малых скоростях полета выгодна и малая скорость истечения.

Но как же добиться того, чтобы температура газов — продуктов сгорания в турбореактивном двигателе — была высокой, а температура реактивной струи — низкой? Ведь в турбореактивном двигателе вытекают в виде реактивной струи сами газы, продукты сгорания.

Затруднение преодолевается просто, если воспользоваться «опытом» винтомоторной силовой установки, т. е. поршневого двигателя с винтом. Действительно, воздушный винт — старый, заслуженный пропеллер — является очень хорошим средством отброса больших воздушных масс. При относительно большом диаметре, и, следовательно, большой ометаемой площади он способен отбрасывать огромные количества воздуха. Следовательно, нужно использовать винт!

Но винт требует для своего вращения затраты большой мощности. Ведь некоторые поршневые авиационные двигатели развивали мощность в несколько тысяч лошадиных сил. Как же получить эту мощность в турбореактивном двигателе?



Очевидно, расчет может быть только на турбину. Однако, как мы знаем, турбина развивает лишь такую мощность, какая необходима для привода во вращение компрессора. Разве сможет она вращать кроме него еще и винт?

А почему бы и нет? Конечно, для этого придется увеличить мощность турбины. Сделать это можно, заставив газы отдавать колесу турбины дополнительно еще неко-

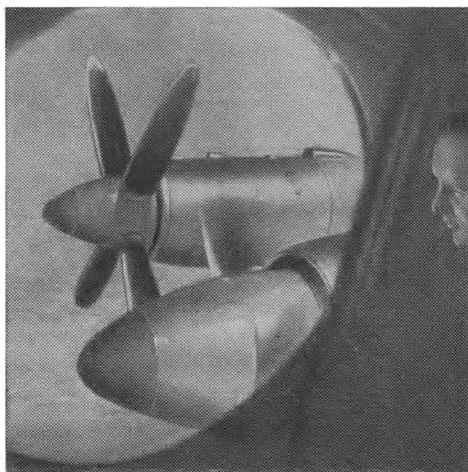


Рис. 14. При летных испытаниях самолета Ил-18 один из его четырех турбовинтовых двигателей остановлен

торую часть своей энергии. Правда, при этом расширение газов в турбине будет происходить уже до более низкого конечного давления так, что на долю заключительного расширения в реактивном сопле останется уже немного, и скорость истечения газов, а с ней и реактивная тяга двигателя резко упадут, тяга будет ничтожно малой. Как обычно, выигрыш в одном приводит к проигрышу в другом, но мы на это шли сознательно. В полученном таким образом двигателе тяга создается в основном уже не реактивной струей, а воздушным винтом.

Такой двигатель и называют поэтому *турбовинтовым* (или ТВД). Турбина этого двигателя, во всех основных частях не отличающегося от турбореактивного, приводит

во вращение кроме компрессора еще и воздушный винт. В связи с этим турбина имеет большее число ступеней, обычно 3—4, а в передней части двигателя устанавливается специальная передача из зубчатых колес, так называемый редуктор, с помощью которого вращение от вала двигателя передается винту с уменьшенным числом оборотов, как он того и требует. Выхлопные газы двигателя вытекают по-прежнему через реактивное сопло, но их тяга теперь уже очень невелика и является лишь небольшой добавкой к тяге винта.

При относительно небольших скоростях полета (впрочем, совсем недавно и они казались недостижимыми, когда единственным двигателем авиации был поршневой) турбовинтовой двигатель оказывается выгоднее турбореактивного. Он расходует при этом меньше топлива на 1 кг тяги, обеспечивает меньший суммарный вес двигателя и топлива в длительном полете.

Турбовинтовые двигатели были предложены даже раньше турбореактивных, в частности, в нашей стране авторское свидетельство на такой двигатель было выдано еще в 1923 г. инженеру В. Н. Базарову. Первые турбовинтовые двигатели были использованы почти одновременно с турбореактивными. Однако конструктивные трудности, в частности, связанные с редуктором и системой регулирования двигателя, несколько задержали внедрение турбовинтовых двигателей в эксплуатацию.

За последние годы турбовинтовые двигатели получили весьма широкое применение в гражданской авиации ряда стран. Большинство наших новых пассажирских самолетов — гигант Ту-114, Ил-18, Ан-10 и др. — оснащены именно такими двигателями. Несмотря на несколько меньшую скорость полета, чем у лайнеров с турбореактивными двигателями (впрочем, эта разница пока невелика и равна примерно 100—150 км/час), дальний полет, например, Москва—Хабаровск турбовинтовые самолеты совершают быстрее. Конечно, Ту-104 летит с большей скоростью, но расходует гораздо больше топлива и потому вынужден совершить на этом пути две посадки для заправки топливом. Более же медленный Ту-114 (850 км/час — это теперь медленно!) осуществит полет беспосадочно за 8 часов с небольшим. Есть у турбовинтового двигателя и другие преимущества, например, в отношении взлета и посадки, шума и др., поэтому он проч-

но занимает свое место в авиации. Кстати сказать, для турбовинтовых двигателей тоже с успехом применяется двувальная конструкция, где она имеет и дополнительные достоинства.

В последнее время большой интерес за рубежом, в особенности в США, вызвала возможность значительного улучшения экономичности турбовинтового двигателя (т. е. уменьшения расхода топлива) путем установки на нем так называемого регенератора. Регенератор—это теплообменник, устанавливаемый на пути выхлопных газов, выходящих из двигателя. Эти газы очень горячи и вся их энергия теряется безвозвратно, тогда как в камере сгорания двигателя приходится затрачивать немало энергии, сжигая топливо, чтобы нагреть воздух, поступающий в камеру из компрессора. Невольно напрашивается мысль, а нельзя ли хотя бы часть тепла, теряемого с выхлопными газами, использовать для нагрева воздуха перед камерой сгорания? Ведь это могло бы привести к восстановлению (теплотехники говорят — регенерации) этой части безвозвратно теряемого тепла и, таким образом, к уменьшению затрат топлива в двигателе. Вот для этой-то цели и служит регенератор: газы, текущие по нему на пути из двигателя наружу, подогревают воздух, движущийся из компрессора в камеру сгорания. Конечно, при этом двигатель усложняется, его размеры и вес возрастают, но если самолет должен совершить длительный полет, то экономия в расходе топлива велика и перекрывает эти недостатки. Вот почему такие, как их называют, регенеративные турбовинтовые двигатели могут получить применение для самолетов большой дальности или продолжительности полета.

Только один небольшой шаг от турбовинтового двигателя приводит к другому близкому «родственнику» турбореактивного двигателя, которому ему приходится часто уступать первенство, так называемому турбовальному. Это не совсем удачное и понятное название относится к двигателю, в котором, как и в турбовинтовом, вся или почти вся полезная мощность развивается турбиной, но она приводит во вращение не пропеллер самолета, а несущий винт вертолета или вспомогательные агрегаты на борту тяжелого самолета.

Число типов таких турбовальных двигателей весьма велико и их применение непрерывно расширяется. А чем

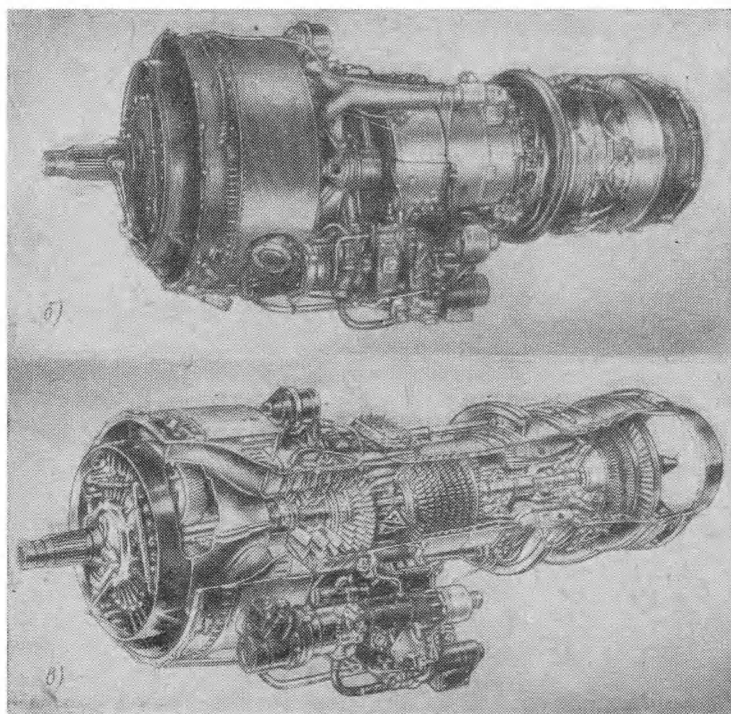
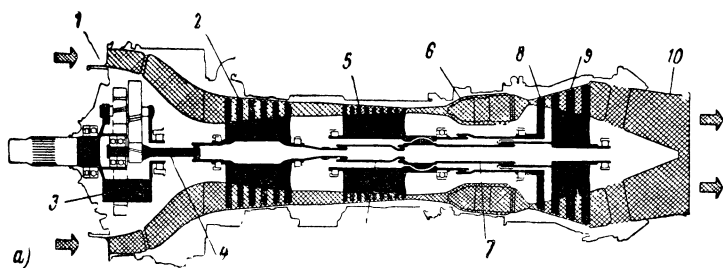


Рис. 15. Двувальный английский турбовинтовой двигатель «Тайн» мощностью 6100 л. с. (из них примерно 5600 л. с. приходится на долю винта и 500 л. с.— на долю реактивной струи). Число оборотов двигателя равно 15 250 об/мин:

а)—схема двигателя; б)—его внешний вид; в)—конструктивная компоновка; 1—воздухозаборник; 2—компрессор низкого давления; 3—редуктор; 4—высокооборотный вал привода винта; 5—компрессор высокого давления; 6—камера сгорания; 7—промежуточный вал; 8—турбина высокого давления; 9—турбина низкого давления; 10—выхлопная труба

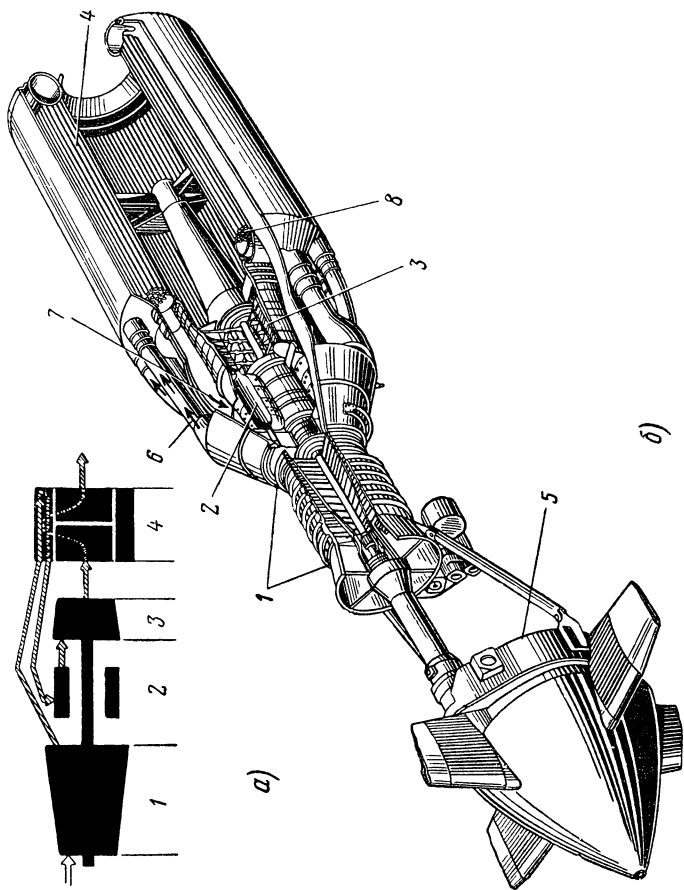


Рис. 16. «Регенеративный» турбовинтовой двигатель. В нем полезно используется часть обычной теряемой тепловой энергии выхлопных газов:

а) — принципиальная схема двигателя, б) — его конструктивная компоновка (двигатель Т-78, США).  
 1 — компрессор (14-ступенчатый, осевой); 2 — камера сгорания; 3 — турбина (4-ступенчатая); 4 — теплообменник-регенератор; 5 — редуктор привода во вращение воздушного винта; 6 — канал, по которому течет холодный воздух из компрессора в регенератор; 7 — такой же канал для уже нагретого воздуха, поступающего из регенератора в камеру сгорания; 8 — трубки теплообменника

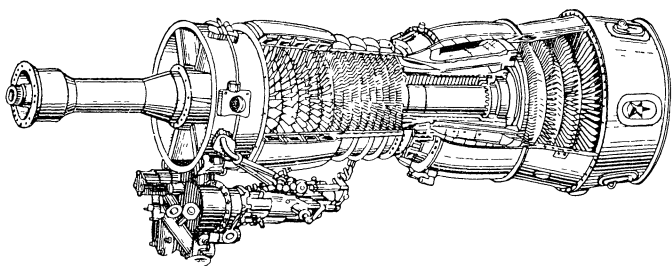
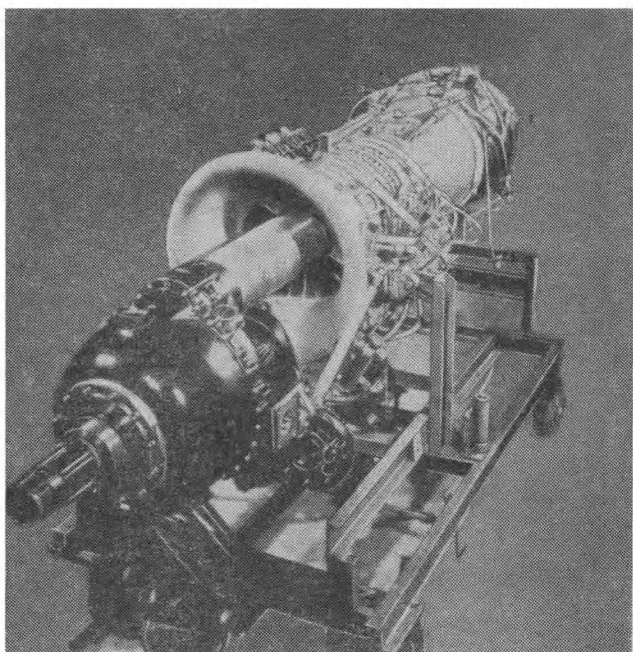


Рис. 17. От турбовинтового двигателя к турбовальному — один шаг. Турбовинтовой двигатель Т-64 (США) мощностью примерно 2600 л. с. (сверху) может быть легко преобразован в турбовальный (внизу). Он отличается отсутствием редуктора и потому несколько меньшим весом (400 кг вместо 490 кг) и чуть большей мощностью (примерно на 80 л. с.)

отличается от турбовального двигателя газотурбинный двигатель электростанции или железнодорожного локомотива — газотурбовоза, не говоря уже об автомобиле?

Зато еще один близкий «родственник» турбореактивного двигателя, о котором мы расскажем в заключение этой главы, является только авиационным, так как он нигде более не применяется. В авиации же он играет все возрастающую в последние годы роль. Двигатель этот занимает как бы промежуточное положение между тур-

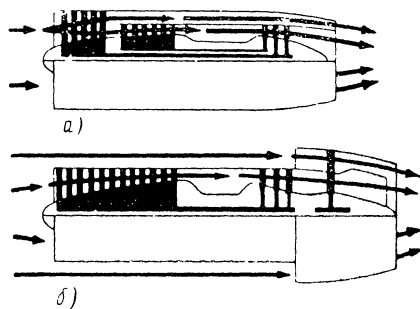


Рис. 18. Схемы двухконтурных турбореактивных двигателей:

а) — байпасного (двувальной конструкции);  
б) — турбовентиляторного (с задним расположением вентилятора)

бореактивным и турбовинтовым и называют его двухконтурным, хотя часто встречается и термин турбовентиляторной (или ТВРД).

После того, как были объяснены преимущества турбовинтового двигателя при относительно малых скоростях полета, должно быть ясно, что с ростом скорости эти преимущества постепенно исчезают. Конечно, при сверхзвуковом полете турбовинтовой двигатель сильно уступает турбореактивному. Но как можно себе представить постепенный переход от турбовинтового двигателя к турбореактивному по мере роста скорости? Каким должен быть наивыгоднейший двигатель для этих промежуточных скоростей?

С ростом скорости полета диаметр воздушного винта должен неизбежно уменьшаться, ибо скорость воздушного потока, обтекающего концы лопастей винта, достигает скорости звука, а затем и превосходит ее, что связано

с резким уменьшением к. п. д. винта и утерей им своих основных достоинств. Такое уменьшение эффективности винта при сверхзвуковом обтекании объясняется теми же причинами, что и увеличение лобового сопротивления самолета при приближении к «звуковому барьеру» (о них шла речь в гл. I).

Но если диаметр винта уменьшается, то уменьшается и сечение отбрасываемой им струи воздуха, вследствие чего скорость отброса должна возрасти, иначе уменьшится количество отбрасываемого воздуха и мощность винта. А увеличение скорости отброса связано, в общем случае, с повышением числа оборотов винта. Так турбовинтовой двигатель делает первый шаг по направлению к турбореактивному.

Еще несколько таких шагов и воздушный винт превращается, по существу, в высокооборотный вентилятор (он становится одновременно и многолопастным), очень похожий уже на колеса первых ступеней осевого компрессора. Сходство возрастает еще и от того, что такой винт упрятывают обычно в специальный «туннель», т. е. помещают в цилиндрический кожух (это увеличивает эффективность винта) и даже делают этот вентилятор двухступенчатым, т. е. с двумя колесами. Ну, а далее? Очевидно, дальше приходится идти уже на компромиссный шаг — оказывается выгодным уменьшить мощность турбины, приводящей вентилятор, с тем, чтобы часть энергии газов использовать снова в реактивном сопле. Правда, скорость истечения газов будет сначала относительно небольшой, увеличивать ее сильно еще невыгодно. Но потом скорость газов, вытекающих через реактивное сопло, должна постепенно возрасти и, соответственно, будет постепенно уменьшаться количество воздуха, отбрасываемого вентилятором. Это приведет к постепенному увеличению средней или эффективной скорости отброса так, что каждому увеличенному значению скорости полета будет соответствовать свое наивыгоднейшее значение этой средней скорости отброса.

Конечно, создать двигатель, который бы автоматически перестраивал свою работу подобным образом, приспособляясь наивыгоднейшим образом к каждой данной скорости полета, невозможно. Но зато можно создать двигатель, наиболее выгодный в определенном, довольно узком диапазоне изменения скорости полета. Вот та-



кой двигатель и называют двухконтурным (или двухпроточным). Воздух в нем течет не по одному, а по двум параллельным «конвейерам». Один из этих «конвейеров», или контуров, как принято говорить, основной, «двигательный»; он описан в предыдущей главе. Другой — вторичный, «вентиляторный». Чем больше скорость полета и меньше его длительность, тем «скромнее» этот второй контур, тем меньше течет по нему воздуха, тем меньше, как говорят в этих случаях, «коэффициент двухконтурности» (этот коэффициент представляет собой отношение массовых расходов воздуха через «вентиляторный» и «двигательный» контуры). Кстати сказать, с этой точки зрения обычный турбовинтовой двигатель можно рассматривать как двухконтурный с коэффициентом двухконтурности, равным 200—300. У обычных двухконтурных двигателей этот коэффициент колеблется чаще всего в пределах 0,5—1,5.

Двухконтурные турбореактивные двигатели создают по разному. Иногда первые ступени компрессора двигателя снабжают удлиненными лопатками так, что воздушный поток за этими ступенями делится на два: внутренний движется через остальные ступени компрессора и далее по «двигательному» контуру, а наружный течет по кольцевому «второму» контуру. Затем оба эти потока либо смешиваются в общем реактивном сопле (подобные двигатели обычно называют байпасными), либо вытекают наружу каждый через свое особое сопло, как в случае турбовентиляторных двигателей. Принципиально первый путь выгоднее, но сложнее.

Иногда же турбовентиляторный двигатель создают из простого турбореактивного так, что просто добавляют к последнему, иногда спереди, а иногда сзади, короткую «вентиляторную» часть — обнимающее двигатель кольцо, в котором вращается 2—3-ступенчатый вентилятор. Этот вентилятор приводится либо от компрессора двигателя, если он помещен спереди, либо от его турбины — при заднем расположении, причем в последнем случае обычно привод осуществляется от независимого колеса турбины, не связанного с основной турбиной двигателя, приводящей во вращение его компрессор.

При скоростях полета в диапазоне от 0,7 до 1,2 от скорости звука двухконтурные двигатели выгоднее турбореактивного из-за своей большей экономичности, т. е. мень-

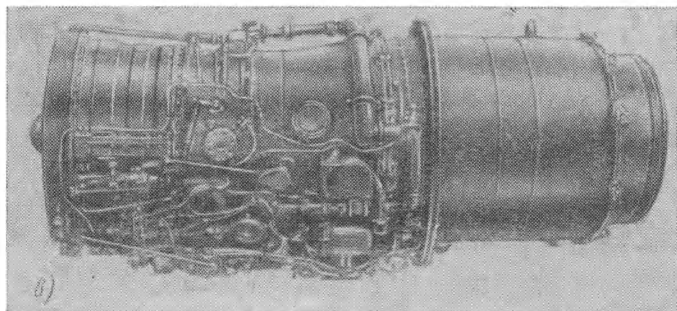
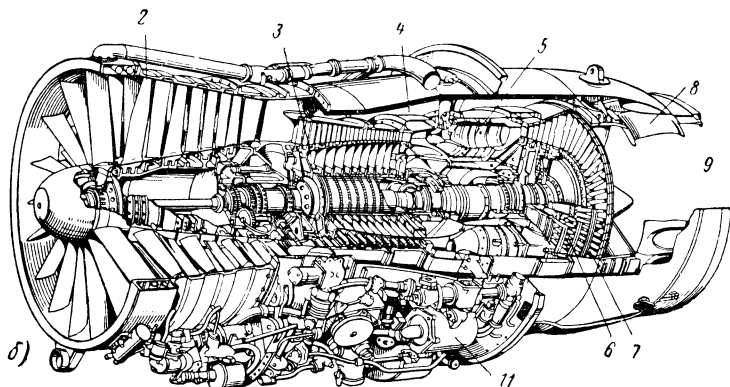
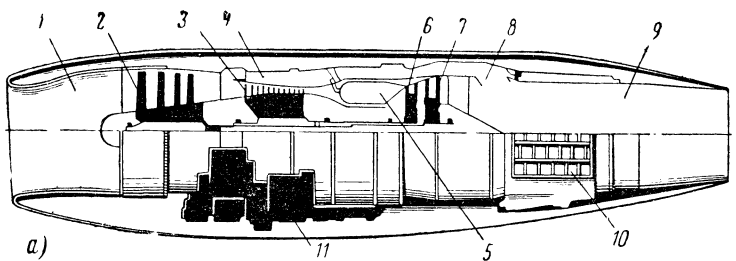
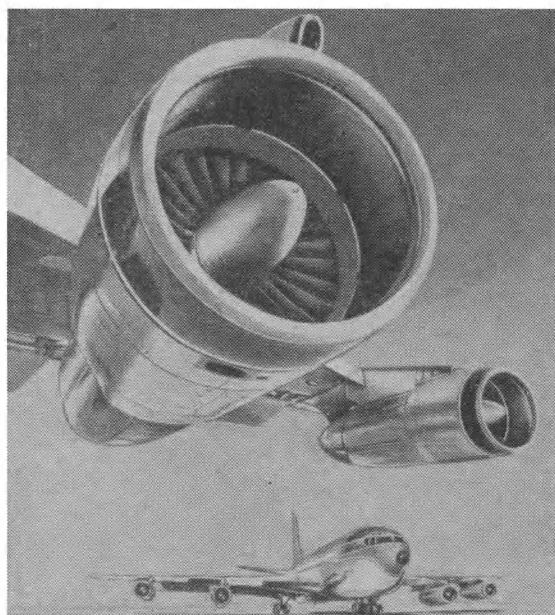
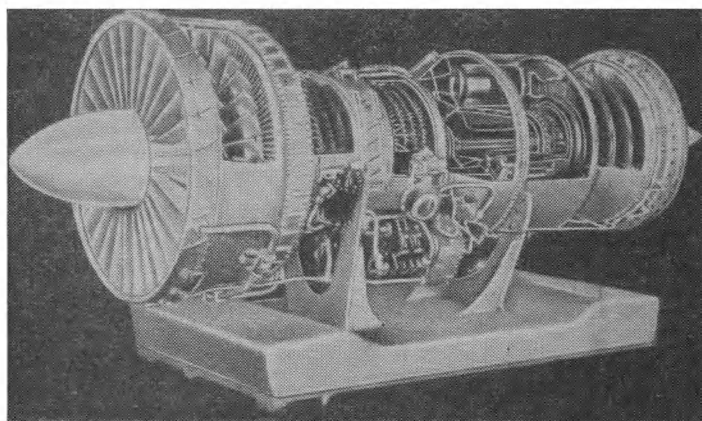


Рис. 19. Двухконтурный (байпасный) английский турбореактивный двигатель «Спей» (двувальной конструкции, тяга примерно 4500 кг):

а) — схема двигателя, б) — его конструктивная компоновка; в) — внешний вид  
 1 — общий воздухозаборник; 2 — компрессор низкого давления; 3 — компрессор высокого давления, 4 — байпасный канал (2-й контур); 5 — камера сгорания трубчатого кольцевого типа; 6 — турбина высокого давления; 7 — турбина низкого давления; 8 — смеситель; 9 — общая выхлопная труба; 10 — реверсор тяги (о нем будет речь в следующей главе), 11 — агрегаты двигателя



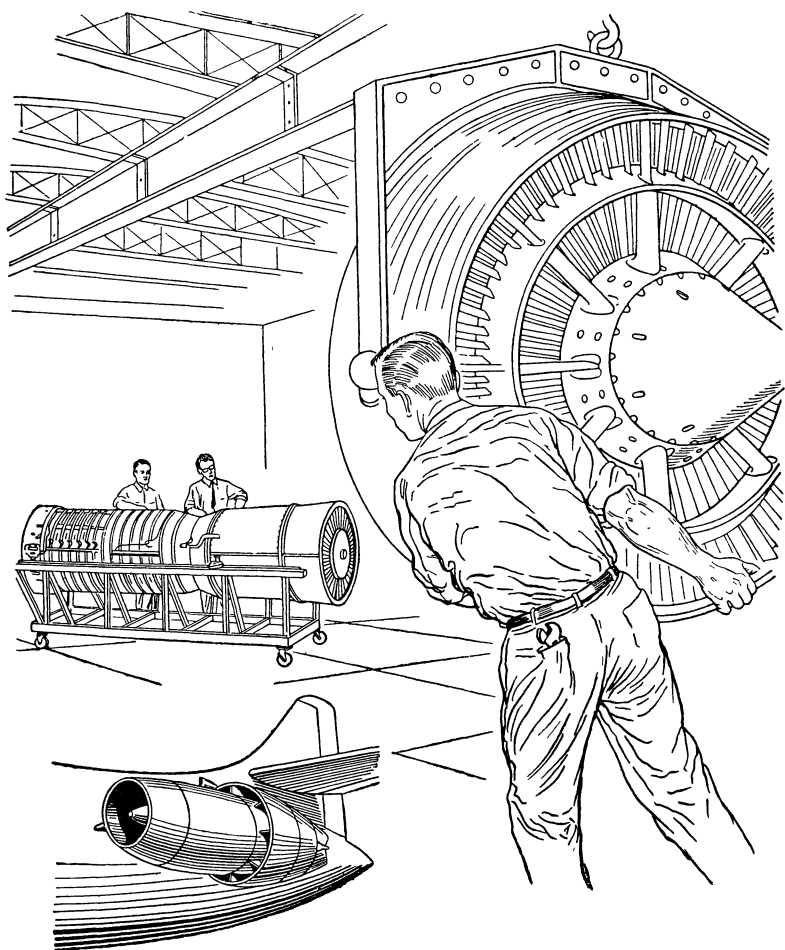


Рис. 20. Турбовентиляторные двигатели (США).

Слева (стр. 66) — разрез двигателя с передним расположением вентилятора (тяга 7760 кг) и внешний вид gondoly с двигателем на пассажирском реактивном самолете Боинг 707. Справа (стр. 67) — установка задней турбовентиляторной приставки на турбореактивный двигатель и внешний вид gondoly с двигателем (тягой 7300 кг) с задним расположением вентилятора на французском пассажирском реактивном самолете «Каравелла».

шего удельного расхода топлива, достигающего, примерно,  $0,6 \text{ кг/час}$  на каждый килограмм тяги и даже меньше, тогда как для лучших турбореактивных двигателей он равен  $0,7\text{—}0,8 \text{ кг/час}$  на  $1 \text{ кг}$  тяги. Выгоднее двухконтурные двигатели и в отношении шума, который они создают при работе, а проблема шума турбореактивного двигателя оказывается очень не простой, как мы это узнаем из следующей главы. Обладают двухконтурные двигатели и некоторыми другими достоинствами, чем и объясняется их все более широкое применение в современной авиации.

Интересна судьба двухконтурного двигателя. Его идея была высказана еще К. Э. Циолковским задолго до создания первых авиационных реактивных двигателей. Первые двухконтурные двигатели появились почти одновременно с турбореактивными, но применения не нашли. Это объяснялось их относительно большей сложностью. На первом этапе развития реактивной авиации важнее всего было создать надежные и простые турбореактивные двигатели. Все другие проблемы, и в частности, экономичность двигателя, были тогда второстепенными. И только в последние годы, когда удалось довести конструкцию двухконтурного двигателя и появились простые и надежные турбовентиляторные двигатели, они получили права гражданства и стали применяться в ряде стран.

Особенно широко они применяются в гражданской реактивной авиации, для которой соображения экономичности, естественно, очень важны. Не удивительно, что на большинстве новых реактивных пассажирских лайнеров используются именно такие двигатели. В частности, у нас в стране турбовентиляторные двигатели установлены на новых пассажирских самолетах конструкции А. Н. Туполева — Ту-124 и Ту-134, летающих на трассах Аэрофлота. Турбовентиляторные двигатели за рубежом, в частности, в США, устанавливаются на некоторых пассажирских самолетах вместо стоявших ранее простых турбореактивных двигателей — при этом увеличивается и дальность беспосадочного полета и полезный груз.

Мы познакомились в настоящей главе с несколькими случаями, когда простой турбореактивный двигатель уступил первенство своим «родственникам», газотурбин-

ным двигателям другого типа, в основном, при относительно малых дозвуковых скоростях полета.

А что происходит, когда скорость полета превосходит скорость звука, становится сверхзвуковой? Сохраняет ли свои позиции в этом случае турбореактивный двигатель?

Об этом пойдет речь в следующей главе.



## ГАЗОВАЯ ТУРБИНА И СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОЛЕТ

---

**Т**урбореактивному двигателю было суждено взять «звуковой барьер» и вывести авиацию на простор сверхзвуковых скоростей полета. В процессе этого штурма не оставался прежним и сам турбореактивный двигатель, он менялся, развивался, выражаясь несколько вольно — мужал в борьбе. А впереди его ждет еще больший прогресс, предстоят еще более значительные изменения. С чем они связаны?

Если говорить о двигателе, то от него для увеличения скорости полета требуется, прежде всего, увеличение тяги при минимальном возрастании веса и размеров, в первую очередь, лобовой площади. Вряд ли стоит здесь еще раз объяснять, почему это так, ведь само по себе такое утверждение достаточно ясно, да и выше об этом уже говорилось.

Какие же здесь возможности у конструктора двигателя?

В предыдущей главе некоторые из них упоминались, однако не все они пригодны в случае высокоскоростного, сверхзвукового полета. Так, например, при относительно небольшой скорости полета выгодно увеличивать тягу путем перехода от турбореактивного двигателя к турбовинтовому или двухконтурному. Однако такая выгода сохраняется лишь при дозвуковых скоростях. Правда, при использовании всех возможных средств и проектировании специально для сверхзвуковой скорости полета выгодность подобных двигателей сохраняется и в некоторой

части спектра сверхзвуковых скоростей полета. Однако, внедрение их в эту область оказывается очень небольшим — оно заканчивается при скорости полета, примерно, на 20—30% большей скорости звука (т. е. при числе  $M=1,2-1,3$ , где число  $M$  есть отношение скорости полета к скорости звука).

Другой возможный путь увеличения тяги турбореактивного двигателя тоже упоминался в предыдущей главе — это повышение температуры продуктов сгорания, т. е. переход к более «горячему» двигателю. Уже тогда было отмечено, что этот путь невыгоден при относительно малых скоростях полета, ибо приводит к ухудшению экономичности двигателя, т. е. увеличению расхода топлива на 1 кГ тяги, но с ростом скорости положение изменяется к лучшему.

Возрастание тяги при повышении температуры вытекающих газов объясняется, как об этом уже упоминалось, увеличением скорости истечения (пропорционально корню квадратному из температуры). Поэтому, вообще говоря, перед конструктором возникает дилемма: где сжигать добавочное топливо для повышения температуры газов — в камере сгорания, т. е. перед турбиной, или за ней, т. е. перед реактивным соплом? Ведь возможен любой метод и даже сочетание их обоих, причем возможны они потому, что в обычном турбореактивном двигателе, как известно, используется для сгорания топлива далеко не весь кислород из протекающего через двигатель воздуха. Почти  $3/4$  всего кислорода все еще находится в вытекающих газах и, конечно, может быть использовано для сжигания добавочного количества топлива. Но где все же его сжигать, до турбины или за ней?

Первый способ, т. е. сжигание добавочного топлива перед турбиной (впрыск его в камеру сгорания), как можно видеть, более предпочтителен с точки зрения экономичности двигателя, чем второй. Действительно, в этом случае экономичность двигателя если и ухудшится, то в меньшей мере, чем при втором методе, удельный расход топлива возрастет меньше. Это не удивительно. Термодинамика учит, что подвод тепла к газу в цикле тепловых машины выгоднее осуществлять при возможно более высоком давлении. В этом случае больше полезная работа, совершаемая газом при последующем расширении. Получаемый таким образом прирост полезной работы значи-



тельно превышает увеличение работы на сжатие газа до большего давления.

Действительно, если сжечь добавочное топливо в камере сгорания двигателя, то в турбине будут расширяться уже более горячие газы. Но это значит, что мощность, необходимую для привода во вращение компрессора, турбина сможет развить при меньшем расширении газов. Следовательно, увеличение температуры газов **перед** турбиной приведет к увеличению давления газов **за** ней. Так как и температура газов за турбиной при этом также возрастет, то, естественно, сильно увеличится работоспособность газов. В результате скорость, которую приобретают газы при расширении в реактивном сопле (т. е. скорость истечения), также сильно возрастет, отчего, в конце концов, возрастет и тяга двигателя.

Если же дополнительное топливо сжигать не перед турбиной, а за ней, в выхлопной трубе двигателя, то на работе турбины это не скажется. Следовательно, давление перед реактивным соплом уже не возрастет, как раньше, и скорость истечения увеличится только в результате повышения температуры газов из-за выделения тепла при сгорании топлива. Само собой разумеется, что результирующее увеличение тяги двигателя при сжигании одного и того же количества добавочного топлива будет в этом случае меньше. А это значит, что экономичность двигателя упадет сильнее, он будет расходовать больше топлива на каждый килограмм тяги.

Таким образом, выгодность увеличения тяги путем сжигания добавочного топлива в камере сгорания двигателя очевидна. Правда, мы не должны забывать о том, что этот способ увеличения тяги выгоден лишь относительно, т. е. по сравнению с другим способом — сжиганием топлива за турбиной. И хотя он, действительно, сравнительно более экономичен, все же при скоростях полета, меньших скорости звука или сравнительно немного превосходящих ее, повышение температуры газов даже перед турбиной (не говоря уже о таком же повышении за ней) приводит к увеличению удельного расхода топлива, т. е. ухудшению экономичности двигателя.

Но что поделаешь, если повышение скорости полета требует и увеличения тяги двигателя? Нет ничего удивительного, что за это увеличение тяги приходится расплачиваться ухудшением экономичности. Однако снова при-

ходится напоминать о том, что с ростом скорости полета дело меняется: чем больше скорость, тем больше невыгоднейшая скорость истечения газов из двигателя. Но, значит, соответственно возрастает и невыгоднейшая температура вытекающих газов, ибо от нее прямо зависит скорость истечения. Действительно, при больших сверхзвуковых скоростях полета, в 2—3 раза превосходящих скорость звука, даже значительное увеличение температуры газов перед турбиной по сравнению с характерными значениями для обычных турбореактивных двигателей (т. е. равными примерно 850—950° С) приводит уже не к увеличению, а к уменьшению удельного расхода топлива. Мало того, если речь идет лишь о сравнительно кратковременном увеличении тяги двигателя (такое увеличение обычно называется *форсажем двигателя*), то даже некоторое увеличение удельного расхода топлива не представляет большой опасности. Ведь за короткое время и перерасход топлива будет незначительным. Между тем, форсаж двигателя часто оказывается необходимым в летной эксплуатации самолета, например, при разгоне, наборе высоты и т. п. Совершенно ясно, что создание турбореактивного двигателя с увеличенной температурой газов перед турбиной, пусть, на первый случай, на короткое время, представляет большой практический интерес. Так за чем же дело стало? Вероятно, такие двигатели уже давно созданы и устанавливаются на самолетах?

Но дело обстоит далеко не так. По существу, в течение почти полутора десятка лет, прошедших после появления первых турбореактивных двигателей, задачу повышения температуры газов перед турбиной так и не удавалось разрешить, но не потому, что над ней мало работали, а потому, что трудности, стоящие на этом пути, были очень большими. Только в самое последнее время появились первые серийные высокотемпературные, как их называют, турбореактивные двигатели, например, английский двигатель «Эвон» и др.

Главным камнем преткновения оказалась турбина, точнее, ее лопатки, и сопловые и, в особенности, рабочие. Впрочем, если разобраться, в этом не было ничего неожиданного. Ведь именно из-за турбины, из-за ее лопаток так запоздало само рождение газотурбинного двигателя, принципиальные преимущества которого перед паровой

турбиной и поршневым двигателем внутреннего сгорания были установлены учеными чуть ли не столетие тому назад. Создание работоспособной газовой турбины с надежными лопатками было делом очень трудным, настолько необычны и тяжелы условия работы этих лопаток.

На самом деле, лопатки вращаются с огромной скоростью вместе с турбинным колесом диаметром около метра, на окружности которого лопатки укреплены. При таком бешеном вращении лопатки, естественно, стремятся оторваться от колеса, как камень рвется из удерживающей его пращи. Действующая на лопатки отрывающая сила в десятки тысяч раз превосходит их собственный вес. Результат пребывания на такой «карусели» ясен без дальнейших слов.

Но, оказывается, для лопатки это вовсе не самое главное и уж, во всяком случае, не единственное испытание. Настолько прочные лопатки создать еще можно было бы, хотя и такая задача далеко не проста, если учесть, что каждая лопатка представляет собой, по существу, длинную, тонкую и сложно закрученную вдоль продольной оси полосу металла, имеющую в сечении профиль, похожий на дужку самолетного крыла. Поскольку в двигателе насчитываются многие сотни и даже тысячи компрессорных и турбинных лопаток, то количество таких аэродинамических профилей внутри двигателя несравненно больше, чем где либо еще на самолете. Ведь лопатка находится на ободе турбинного колеса не для того только, чтобы вращаться вместе с ним. Ее задача — изменить направление стремительно мчащегося газового потока так, чтобы сила воздействия этого потока на лопатку создавала максимально возможный крутящий момент на колесе, ибо только при этом турбина разовьет максимальную мощность. Сила воздействия газов на лопатку весьма значительна и, что хуже всего, если первая упомянутая нами сила растягивала лопатку, то эта изгибает, т. е. создает очень неприятные по характеру напряжения в ней. Еще хуже то, что эта сила действует не постоянно, непрерывно, а только тогда, когда лопатка в своем вращении проходит мимо канала, образуемого каждыми двумя соседними сопловыми лопатками. Ведь из этого канала и рвется наружу стремительный газовый поток, ударяющий затем о рабочую лопатку. Когда вращающаяся лопатка оказывается как бы в тени за сопло-

вой, то на мгновение поток прерывается, чтобы затем с новой силой ударить о лопатку. Такой газовый «молот» переносится лопаткой, естественно, куда хуже, чем если бы сила действовала постоянно. Он заставляет лопатку натужно вибрировать, колебаться, а такую нагрузку выдерживать нелегко.

Однако и это еще не все. Газовый поток имеет температуру во многие сотни градусов. Естественно, что тонкое перо лопатки (так называется обычно выступающая из колеса часть лопатки в отличие от корневой части, находящейся в колесе) почти мгновенно раскаляется. И вот такая светящаяся от жара лопатка должна выстоять, выдерживать все нагрузки.

Понятно, какие трудности возникают перед конструктором газовой турбины и перед металлургом, призванным создать материал для изготовления лопаток. Как видно, в этом случае уже не пригодны обычные, даже самые высокопрочные стальные сплавы, ибо от материала лопаток требуется не просто прочность, а жаропрочность — прочность при весьма высоких температурах. Если учесть, что в том температурном диапазоне, в котором приходится работать турбинным лопаткам, повышение рабочей температуры всего на  $1^{\circ}$  обычно приводит к уменьшению прочности на 1%, то станет ясно, сколь сложна эта задача металлурга и конструктора. Ведь обычно увеличение температуры на 5% сокращает срок службы лопатки в 10 раз!

Но, оказывается, даже и это еще не все. Дело в том, что раскаленная и сильно нагруженная лопатка может оказаться достаточно прочной, т. е. она не оборвется и не сломается при работе, и все же будет непригодной для использования. Оказывается, что при длительном и непрерывном воздействии какой-либо растягивающей силы на деталь (а ведь именно так действует на лопатку сила, отрывающая ее от турбинного колеса при вращении), эта деталь начинает растягиваться, удлиняться. Причем после снятия нагрузки указанная деформация не исчезает, удлинение сохраняется. Это свойство металла медленно, незаметно удлиняться под действием длительной нагрузки получило наименование ползучести. Особенно сильно ползучесть проявляется при нагреве металла. Вот почему и лопатки турбины постепенно растягиваются по мере того, как двигатель набирает

все больше часов; они становятся все длиннее и длиннее. Опасно ли это? Очень опасно. Прежде всего потому, что удлиняться-то лопатке просто некуда. Турбинное колесо вращается в охватывающем его корпусе так, что между лопатками и этим корпусом остается лишь очень небольшой зазор. Иначе нельзя — через большой зазор перетекло бы помимо лопаток турбины много газов, энергия которых не использовалась бы в турбине — это была бы невозместимая потеря. Понятно, что стоит удлинившейся из-за ползучести лопатке задеть за корпус, как она сейчас же сломается. Но даже если увеличить зазор, то и тогда принципиально дело не меняется, разве только момент поломки лопатки несколько отодвинется. И даже если бы зазор был очень велик, все равно лопатка оборвалась бы уже потому, что из-за удлинения ее поперечное сечение оказалось ослабленным.

Вот почему мало изготовить лопатку из сверхжаропрочного сплава, этот сплав должен еще и обладать малой ползучестью. Труд металлургов, создавших подобные несуществующие в природе сплавы, может быть по заслугам назван творческим подвигом. Эти сплавы состоят из многих необычных, редких металлов — вольфрама, ванадия, кобальта, тантала, ниобия и др. И все же даже они позволили только создать турбореактивный двигатель, но не в состоянии были обеспечить необходимую работоспособность турбинных лопаток при дальнейшем повышении температуры газов.

Значит ли это, что высокотемпературный турбореактивный двигатель — двигатель сверхзвукового полета, так и не будет создан? Конечно, нет.

Ученые и конструкторы исследуют новые, перспективные жаропрочные материалы, в частности, сочетания металлов с керамикой. Однако первый настоящий успех был одержан совсем на ином пути. Если пока не удастся создать турбинную лопатку из материала, способного выдерживать повышенную рабочую температуру, то, может быть, можно повысить температуру газов, расширяющихся на лопатках турбины, не повышая температуру самих лопаток?

На первый взгляд такое предположение кажется парадоксальным. На самом деле, известно, что обычно температура лопатки сравнительно немного отличается от температуры газов, она ниже ее не более чем на 100°.

Можно ли довести эту разницу до 400 или 500°? Не покрыть ли для этой цели лопатку снаружи какой-нибудь теплоизоляцией?!

Нет, конечно, теплоизоляция здесь вряд ли поможет, но задача решается успешнее и проще иначе. Лопатка нагревается, получая тепло от раскаленных газов. Если она не приобретает их температуру, то только потому, что, в свою очередь, отдает тепло турбинному колесу. Естественно, что чем сильнее будет этот теплоотвод, тем меньше будет температура самой лопатки. И вот тут-то и приходит в голову мысль о возможности дополнительного искусственного охлаждения лопатки. Для этого ее можно, например, сделать полой и внутри пропускать какой-либо охладитель — жидкость или газ; правда, отводить придется очень большие количества тепла — для всех лопаток это количество таково, что его было бы достаточно для испарения нескольких сот килограммов воды в час. Проще всего, конечно, использовать для этой цели воздух, ведь он в огромном количестве протекает через двигатель.

Отобрать относительно небольшую часть воздуха из компрессора двигателя можно без особого труда, хотя, конечно, это приведет к некоторому ухудшению экономичности двигателя (ведь работа сжатия воздуха в компрессоре при этом теряется), но зато температура лопаток снизится и это позволит значительно увеличить температуру газов, а вместе с ней и тягу двигателя.

В последнее время турбинные колеса с лопатками, имеющими воздушное охлаждение, и с такими же сопловыми лопатками уже получили практическое применение. Это позволило создать высокотемпературные турбореактивные двигатели с увеличенной температурой газов перед турбиной до 1000 и даже 1100° С. В частности, такие двигатели разработаны и уже эксплуатируются, например, в США — двигатели J93, в Англии — двигатели «Эйвон» и др. И это только начало. Несомненно, что в будущем будут появляться все новые и новые двигатели такого типа. Можно думать, что они станут основным видом турбореактивных двигателей для сверхзвукового полета<sup>1</sup>.

---

<sup>1</sup> Не менее, если не более важно повышение температуры газов и для «родственников» турбореактивного двигателя — турбовинтового и двухконтурного двигателей.

Однако пионерами в этом отношении оказались турбореактивные двигатели другого типа. О них уже упоминалось выше, это двигатели, в которых используется второй метод повышения температуры, т. е. добавочное топливо сжигается не перед турбиной, а за ней, перед реактивным соплом. Ведь если повысить температуру газов перед турбиной очень и очень не просто, то за ней

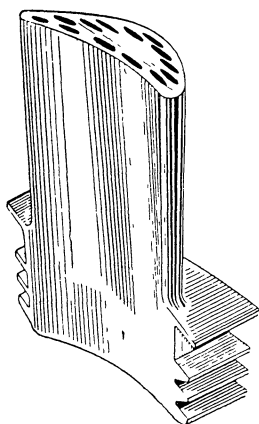


Рис. 21. Охлаждаемая турбинная лопатка одного из новых английских турбореактивных двигателей. В лопатке имеются каналы для прохода охлаждающего воздуха

это не представляет особого труда, вплоть до  $2000^{\circ}$  абс. Правда, такой метод связан с большим перерасходом топлива, но зато позволяет просто осуществить кратковременное увеличение тяги, или форсаж двигателя. Поэтому и устройства для такого сжигания топлива в выхлопной трубе двигателя получили название *форсажной камеры*.

Сравнительная простота и малый вес (хотя вовсе не малые размеры) форсажной камеры были причиной того, что первые двигатели с подобной камерой появились уже давно. И именно такому двигателю суждено было впервые перешагнуть через звуковой барьер, это был первый двигатель эры сверхзвуковой авиации. Правда, еще до него был совершен полет со сверхзвуковой скоростью на самолете с двигателем иного типа — ракетным, однако это был своеобразный полет; полет экспериментальный, совершенный в особых, искусственных условиях; об этом полете и о двигателе, с помощью которого он был совершен, будет идти речь ниже, в гл. 6. Что же касается могучей армии современных сверхзвуковых реактивных самолетов, то как первые ее представители, так и наиболее новые имеют обычно турбореактивный двигатель с форсажной камерой. С помощью форсажной камеры удастся увеличить тягу двигателя почти вдвое, она достигает 11—12 и даже 15 т.

Кстати сказать, форсажной камерой может быть снабжен не только простой турбореактивный двигатель,

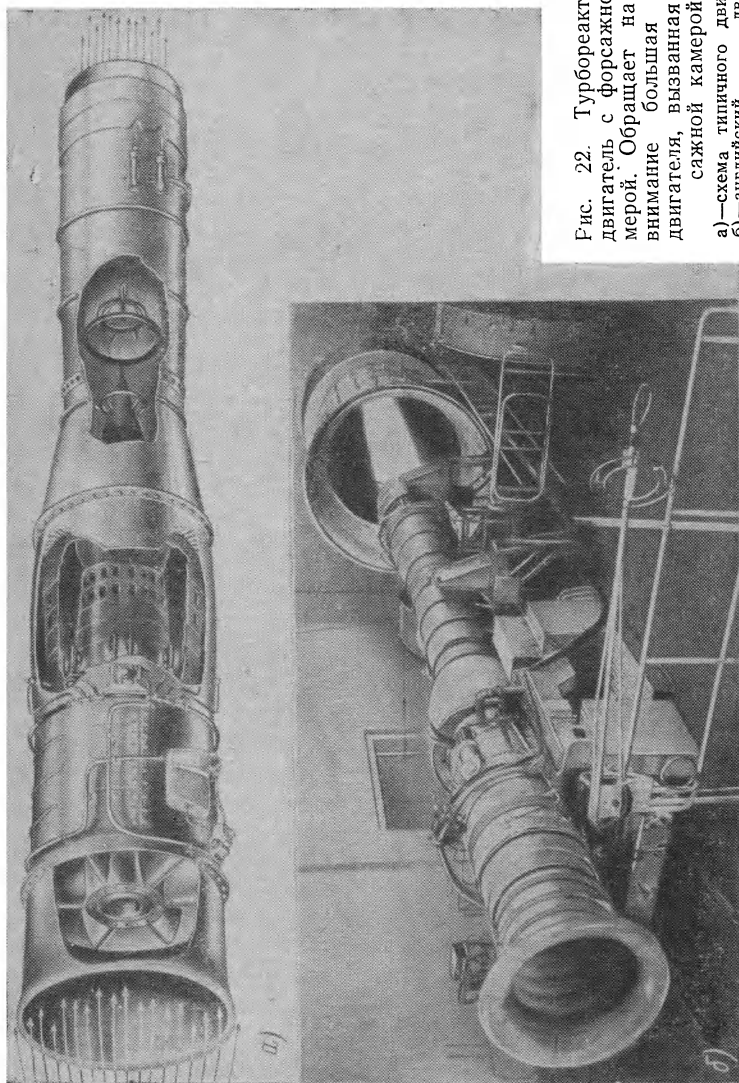


Рис. 22. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой. Обращает на себя внимание большая длина двигателя, вызванная форсажной камерой:  
 а) — схема типичного двигателя,  
 б) — английский двигатель «Олимп» тягой 11 000 кг во время испытания



но и двухконтурный. В нем форсажная камера может устанавливаться либо в основном контуре, т. е. так, как это делается в обычном турбореактивном двигателе, либо во втором контуре, за вентилятором. Может она иметься, конечно, и в обоих контурах, что позволяет еще больше увеличить тягу.

Интересно, что форсажная камера во втором контуре при больших сверхзвуковых скоростях полета оказывается даже более выгодным способом увеличения тяги, чем такая же камера в основном контуре. Ведь через второй контур течет чистый воздух, а не продукты сгорания, как через основной двигательный «конвейер», так что в этом контуре может быть сожжено большее количество топлива. Кроме того, воздух во втором контуре холоднее, чем газы за турбиной, что тоже важно. Что же касается давления, которое для эффективности работы форсажной камеры должно быть достаточно высоким, то в сверхзвуковом полете, как мы сейчас увидим, оно обеспечивается и во втором контуре без помощи компрессора.

Чтобы это важное обстоятельство стало ясным, познакомимся более детально с особенностями работы сверхзвукового двигателя. Ведь еще во 2-й главе отмечалось, что многие основные части турбореактивного двигателя претерпевают весьма радикальные изменения, когда двигатель предназначается для сверхзвукового полета. Настало время разобраться в том, почему это происходит и в чем заключаются эти изменения.

Естественно, конечно, обратиться для этой цели к самому началу того «конвейера» непрерывных изменений состояния воздуха, каким является турбореактивный двигатель. Это тем более уместно, что когда скорость полета превышает звуковую, то именно здесь происходят самые радикальные, пожалуй, даже драматические изменения условий работы двигателя.

Когда мы впервые познакомились с турбореактивным двигателем в гл. 2, то начинали это знакомство с поста № 1 «конвейера», с воздухозаборника, т. е. той части двигателя, в которую поступает атмосферный воздух. Однако теперь мы уже не можем обратиться к нему, нас интересует, что происходит с воздухом еще до этого поста.

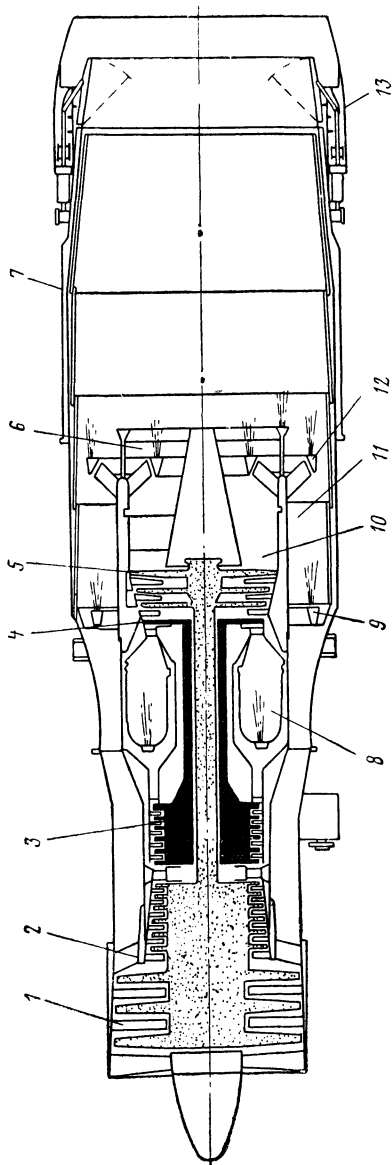


Рис. 23. Схема разрабатываемого во Франции двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажем в обоих контурах (двигатель TF-106):

1—вентилятор; 2—компрессор низкого давления; 3—компрессор высокого давления; 4—турбина высокого давления; 5—турбина низкого давления; 6—основная форсажная камера; 7—«рубашка» охлаждения; 8—камера сгорания двигателя; 9—впрыск топлива в воздушный поток вентиляционного контура; 10—основной газозвдушенный тракт («конвейер») двигателя; 11—вентиляторный контур; 12—впрыск топлива в форсажную камеру; 13—регулируемое реактивное сопло

Но ведь это значит — еще до двигателя?! Выходит, что изменения состояния воздуха начинаются до того, как он поступает в двигатель, еще в атмосфере? Так ли это?

Да, так, хотя это и кажется на первый взгляд неожиданным и даже, пожалуй, парадоксальным. Именно в атмосфере, вне двигателя, перед ним и даже, точнее, перед летящим самолетом с воздухом начинают происходить важные изменения. Кстати сказать, эта оговорка о самолете крайне существенна — обычно пост № 1 «конвейера», т. е. воздухозаборник, представляет собой часть именно самолета, а не двигателя. Такое органическое слияние самолета и его силовой установки очень характерно именно для реактивной авиации, в прошлом его не было.

Но если изменения воздуха, начинающиеся еще в атмосфере, происходит до «поста № 1», то, очевидно, в соответствии с нашей номенклатурой это должен быть еще один — «нулевой» — пост «конвейера». И хоть этот пост невидим, он все же реально существует и, мало того, играет иногда, как мы узнаем ниже, очень большую роль в работе всего «конвейера». Конечно, появление такого поста связано с двигателем, с его работой, но сам по себе «нулевой» пост никакой видимой вещественной связи с двигателем не имеет. Что же это за такой таинственный «форпост» двигателя в атмосфере?

Следует отметить, что «нулевой пост» появляется вовсе не только в случае сверхзвукового полета, он существует всегда, но только сверхзвуковой полет делает его роль чрезвычайно важной. Именно поэтому мы не упомянули о нем в гл. 2, хотя имели полное право это сделать.

Появление «нулевого поста» объясняется тем, что через турбореактивный двигатель, работающий на каком-либо постоянном режиме, может протекать лишь строго определенный объем воздуха каждую секунду. Этот расход, таким образом, не зависит от скорости полета самолета. Между тем, как мы увидим ниже, если говорить о воздухозаборнике двигателя, то через него на разных скоростях полета должно протекать различное количество воздуха. Так появляется существенное противоречие между «поведением» двигателя и его воздухозаборника при изменении скорости полета. Но по-

скольку двигателю приходится работать с вполне определенным воздухозаборником, то такое противоречие необходимо как-то сгладить, устранить. Вот эту-то функцию и выполняет «нулевой пост». Причем, в отличие от всех остальных «постов» двигательного «конвейера», каждый из которых выполняет строго определенную функцию, «нулевой пост» ведет себя далеко не так определенно. Природа как бы снабдила его целым набором функций, так что этот пост не только автоматически появляется, когда нужно, но и так же автоматически выполняет ту или иную роль, в зависимости от необходимости.

Работа «нулевого поста» так важна для всего рабочего процесса двигателя, что ей стоит уделить здесь несколько большее внимание. Прежде всего, отметим, что требование постоянства объемного расхода воздуха через двигатель эквивалентно условию постоянной скорости воздуха во входном сечении воздухозаборника. Действительно, ведь объемный расход воздуха есть ни что иное, как произведение скорости воздушного потока на площадь поперечного сечения этого потока. Раз воздухозаборник имеет вполне определенное сечение, то и скорость в нем тем самым вполне определяется. Пусть, например, в данном воздухозаборнике скорость воздуха равна  $100 \text{ м/сек}$ . Если скорость полета в точности равна этому же значению, т. е.  $100 \text{ м/сек}$ , то, очевидно, встречный воздушный поток, набегающий на самолет и, следовательно, поступающий в воздухозаборник двигателя, будет входить в воздухозаборник широкой рекой, движущейся именно с указанной скоростью. Как видим, в этом случае никакой надобности в «нулевом посте» нет, это единственный случай в летной эксплуатации самолета, когда «нулевой пост» не работает.

Стоит хоть немного измениться величине скорости полета, как сейчас же картина явлений на входе в двигатель станет иной и «нулевой пост» вступит в действие. Действительно, пусть скорость полета уменьшилась и стала равной, допустим,  $70 \text{ м/сек}$ . Значит, именно с такой скоростью атмосферный воздух набегаёт на самолет. Но во входном сечении воздухозаборника скорость должна равняться все тем же  $100 \text{ м/сек}$ . Легко видеть, что неминуемо должно в этом случае произойти: очевидно, еще вне воздухозаборника двигателя скорость должна воз-

расти с 70 до 100 *м/сек*. Вот эту-то работу перестроения набегающего потока и совершает «нулевой пост». Как же он это делает?

Когда воздух движется с дозвуковой скоростью, то он ведет себя в общем так же, как и любая несжимаемая жидкость, например, вода. Это объясняется тем, что при таких относительно малых скоростях движения изменения давления в движущемся воздухе настолько малы, что они не приводят к сколько-нибудь заметному сжатию воздуха; об этом уже говорилось выше, в гл. 2. В случае же течения несжимаемой жидкости действует следующий очевидный закон: чем больше скорость движения, тем меньше требуется сечение канала для того, чтобы пропустить данное количество жидкости. Поэтому для разгона текущей жидкости сечение канала должно уменьшаться, для ее торможения — увеличиваться. Это же, очевидно, относится и к воздуху при дозвуковой скорости движения.

В нашем примере с двигателем скорость воздушного потока, набегающего на самолет, должна еще до входа в двигатель возрасти с 70 до 100 *м/сек*. Следовательно, воздушный поток должен течь в этом случае по суживающейся трубе. Конечно, можно было бы поместить такую трубу перед двигателем, но легко видеть, что это не решило бы задачи — ведь каждой скорости полета должна соответствовать своя, особая труба, с разным отношением сечений на входе и выходе, то сходящаяся, то расходящаяся. Конечно, создать такую трубу хоть и можно, но далеко не просто. К счастью, однако, в этом нет никакой необходимости. Ибо невидимый «нулевой пост» справляется с этой же задачей без всякого участия человека и даже лучше, чем это сделала бы любая регулируемая труба.

К сожалению, в прозрачном и бесцветном воздухе работа «нулевого поста» невидима. Но если бы воздух, вдруг стал видимым, как об этом говорилось, например в гл. 2, то перед нашими глазами возникла бы замечательная картина работы «нулевого поста». Когда скорость полета равнялась скорости воздуха в воздухозаборнике, т. е. 100 *м/сек* в нашем примере, то мы увидели бы входящую в двигатель струю воздуха постоянного сечения, в виде круглой цилиндрической трубы, или столба, образовавшегося в окружающем атмосферном воз-

духе. Как только скорость полета начала бы уменьшаться, например, уменьшилась до  $70 \text{ м/сек}$  в нашем примере, как сразу же вместо цилиндрической трубы появилась бы сходящаяся коническая, точнее, воронкообразная труба. В ней происходил бы разгон воздуха от  $70$  до  $100 \text{ м/сек}$ .

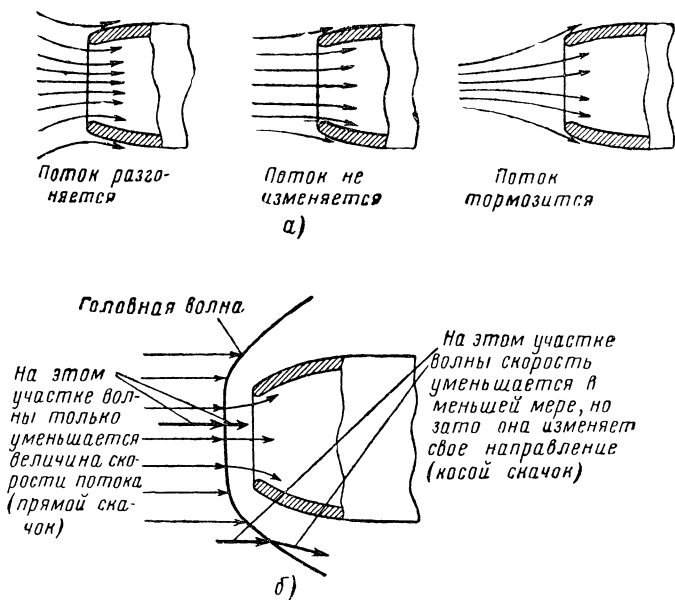


Рис. 24. Изменения состояния воздуха начинаются еще до двигателя в атмосфере:

а) — «нулевой пост» конвейера при дозвуковом полете; б) — тот же воздухозаборник в сверхзвуковом полете

Наоборот, при возрастании скорости полета, например, до  $130 \text{ м/сек}$ , цилиндрическая труба заменилась бы расходящейся воронкообразной — в ней воздух тормозился бы с  $130$  до  $100 \text{ м/сек}$ . Несмотря на то, что никаких стенок эти трубы не имеют, мы могли бы совершенно отчетливо наблюдать их границы.

Представим себе на минуту, что было бы, если бы атмосфера не обладала замечательным свойством создавать такие гибкие невидимые «трубы» перед двигателем. В этом случае изменение скорости должно было происходить скачком в самом входном сечении двигателя —

подобный процесс всегда связан с потерями энергии и, значит, менее выгоден, чем плавное изменение. Поэтому изменение состояния воздуха, происходящее вне воздухозаборника на «нулевом посту» является важным фактором повышения эффективности двигателя.

Но если это верно даже в случае полета с дозвуковой скоростью, то неизмеримо более верно и важно при сверхзвуковом полете. Ибо процессы торможения сверхзвукового воздушного потока (очевидно, в этом случае встречный поток должен обязательно тормозиться, его скорость намного больше, чем в воздухозаборнике двигателя) намного сложнее, если хотите, капризнее. Вместе с тем, величина кинетической энергии сверхзвукового потока столь велика (ведь она пропорциональна квадрату скорости), что потери этой энергии могут тоже быть очень большими по абсолютной величине. Требуется истинная мудрость ученого и талант конструктора, чтобы эффективно, без чрезмерных потерь, затормозить сверхзвуковой поток.

Главное отличие сверхзвукового потока от дозвукового заключается в том, как об этом уже упоминалось в гл. 2, что возмущения (т. е. местные повышения давления) в нем, распространяющиеся, как известно, со скоростью звука, не могут более распространяться против потока, они сносятся им. С другой стороны, эти возмущения становятся уже гораздо более сильными, т. е. местные повышения давления могут стать весьма значительными. Но это значит, что воздух уже нельзя более рассматривать как несжимаемую жидкость. Эффект сжимаемости сильно изменяет картину течения.

В нашем случае это сказывается прежде всего в том, что при торможении сверхзвукового потока его сечение больше не увеличивается, а уменьшается<sup>1</sup>. Следовательно, тут уже для торможения требуется сходящаяся труба, такая же, как требовалась ранее для разгона дозвукового потока. Теоретически поэтому торможение сверхзвукового потока должно происходить в такой трубе, которая сначала сходится, а затем снова начинает расходиться. Понятно, почему так. Пока поток остается сверхзвуковым, труба для торможения должна быть сходя-

---

<sup>1</sup> Это объясняется тем, что при торможении плотность воздуха возрастает в результате его сжатия быстрее, чем уменьшается скорость движения.

щейся. Но вот, наконец, скорость потока, уменьшаясь, достигла скорости звука. Дальнейшее уменьшение скорости требует, очевидно, уже расходящейся трубы, ибо поток в ней дозвуковой.

Ну что же, построить такую трубу не так уж сложно. Известно, что обратный процесс разгона газа от малой дозвуковой до большой сверхзвуковой скорости, который, очевидно должен происходить в такой же сходящейся — расходящейся трубе, с успехом осуществляется на практике. Такие, как их называют, сопла Лаваля<sup>2</sup> широко используются в паровых и газовых турбинах, реактивных двигателях и других машинах.

К сожалению, однако, то, что легко осуществимо в случае сопла, оказалось практически невозможным при попытке создания подобного же диффузора (*диффузором* называют устройство для торможения газа, т. е. имеющее назначение, обратное назначению сопла). Теоретически все верно, но вот все попытки ученых и инженеров реализовать эти теоретические возможности на практике до сих пор, как правило, заканчивались неудачей. В чем же здесь дело?

Оказывается, не так-то легко «заманить» поток в подобный диффузор. Практически всегда уже на входе в него или в самом начале устанавливается дозвуковое течение, торможение же от сверхзвуковой скорости до этой дозвуковой осуществляется вне диффузора, перед ним. Опять все тот же «нулевой пост»! Однако на этот раз он работает совсем иначе. Если дозвуковое торможение вне двигателя, в атмосфере, осуществлялось плавно в незримой трубе, то в случае сверхзвукового потока плавное торможение и в атмосфере, вне воздухозаборника (в нем самом плавное торможение не осуществляется, мы это уже знаем) тоже не происходит. Вместо него имеет место резкое, скачкообразное замедление потока с соответствующим сжатием воздуха (см. фиг. 24). Это торможение так и называется обычно скачком уплотнения, или ударной волной, об этом уже упоминалось в гл. 2. Толщина слоя воздуха, в котором происходит такой скачок, соизмерима с длиной свободного пробега молекул, т. е. в обычных условиях ничтожно мала (только при силь-

---

<sup>2</sup> Соплом называется устройство для разгона газа, а именем Лаваля оно названо потому, это этот шведский инженер впервые предложил и практически использовал такое сопло.



ном разрежении дело меняется). Вот уже поистине мгновенный скачок!

В гл. 2 упоминалось о том, что скачок уплотнения, как и всякий удар, энергетически невыгоден, он связан, как говорят, с необратимыми, т. е. невозстанавливаемыми потерями кинетической энергии потока (переходящей в тепло). Торможение в скачке не позволяет поэтому полностью преобразовать кинетическую энергию набегающего потока в потенциальную энергию заторможенного воздуха — давление этого воздуха будет меньше, чем в случае идеального, плавного сжатия без потерь. А ведь совершенно очевидной целью торможения воздуха перед двигателем является максимально возможное повышение давления, ибо это давление прямо определяет тягу и экономичность двигателя — она тем выше, чем больше сжатие воздуха. Выходит, что в сверхзвуковом полете «нулевой пост» работает совсем не так уж хорошо...

Это верно, но что ж поделаешь, если такова природа сверхзвукового течения. Единственно, что остается конструктору, это постараться по возможности уменьшить потери в скачке. Но зато здесь перед ним открывается широчайший простор для творчества в отношении выбора конфигурации и характера скачков, которые, оказывается, вовсе не всегда бывают одними и теми же.

Когда тело, движущееся со сверхзвуковой скоростью, имеет тупой носок, то в воздухе перед ним, как показывает опыт, возникает головная ударная волна, похожая по форме на бурун, вздымающийся перед носом быстро идущего по воде катера (см. рис. 3). Непосредственно перед самым носком эта ударная волна наиболее интенсивна (ниже будет объяснено подробное значение этого термина) и ее фронт перпендикулярен направлению движения тела. Затем, по обе стороны от движущегося тела, волна ослабевает и изгибается так, что переходит в два прямых «уса», наклоненных к направлению движения под строго определенным углом, величина которого зависит только от скорости движения, точнее, от ее отношения к скорости звука, т. е. от числа  $M$ . Чем больше число  $M$ , тем острее этот угол и тем больше прилегают волновые «усы» к движущемуся телу. Так это бывает ведь и в случае волн на воде, расходящихся от катера. Кстати сказать, когда такой волновой «ус» от пролетевшего со

сверхзвуковой скоростью самолета достигает земли, то в этом месте раздается знакомый уже многим «сверхзвуковой удар», напоминающий выстрел из пушки.

Но что означает в точности термин «интенсивность волны», употребленный нами выше? Поскольку в ударной волне (или скачке уплотнения) происходит торможение встречного потока воздуха, т. е. уменьшение его скорости относительно движущегося тела, то логично характеризовать интенсивность волны величиной этого торможения, или отношением скорости до волны к скорости за ней. Когда волна интенсивна, то это отношение скоростей велико, оно намного больше единицы, в слабой же волне оно близко к единице. В такой слабой волне, как звуковая, отношение скоростей практически не отличается от единицы. Интересно при этом, что чем больше скорость потока до скачка, тем меньше она после него, т. е. тем интенсивнее скачок. Следовательно, «сильные» скачки имеют место только в потоке очень большей скорости.

Вот почему непосредственно перед движущимся с большой скоростью телом скорость потока изменяется резко, а на «усах», где волна менее интенсивна, изменение скорости становится все менее значительным, так что на самых концах «усов» оно практически соответствует уже простой звуковой волне. Но дело не только в интенсивности волны, в изменении величины скорости в ней. Оказывается, на разных участках волны по разному меняется и направление скорости.

Непосредственно перед движущимся телом, в самой передней части головной волны, скорость воздуха вовсе не меняет своего направления, уменьшается лишь (и наиболее сильно, как уже упоминалось) величина скорости. Поскольку такая волна, или скачок уплотнения, располагается под прямым углом к направлению скорости потока, то ее обычно и называют *прямым скачком*.

Что же происходит со скоростью воздушного потока на других участках головной волны, там, где эта волна располагается уже не под прямым, а под косым углом к направлению скорости (такой скачок уплотнения называют поэтому обычно косым)? Как показали теория и опыт, в косом скачке скорость потока, наклоненная к плоскости скачка, как бы разлагается (по известному правилу разложения скоростей, или правилу параллелограмма) на две составляющие, одна из которых перпен-

дикулярна плоскости скачка, а другая — параллельна ей. При проходе через скачок первая составляющая изменяет величину так же, как это происходит в обычном прямом скачке (не удивительно, ведь для нее скачок и является как бы прямым), не изменяя своего направления. Вторая же составляющая, параллельная скачку, не изменяется ни по величине, ни по направлению — она просто не ощущает скачка, он для нее как бы не существует, поскольку скорость в этом случае направлена вдоль скачка.

Чему же равняется скорость потока за косым скачком? Очевидно, она равна геометрической сумме обеих составляющих за скачком. Но поскольку первая, перпендикулярная скачку составляющая за скачком стала меньше, чем до него, а вторая составляющая осталась прежней, то легко видеть, что их сумма за скачком будет меньше, чем до него, и, кроме того, результирующая скорость несколько повернется по направлению к скачку так, что ее угол со скачком уменьшится. Выходит, что косой скачок слабее прямого, причем тем слабее, чем он больше отличается от прямого, чем он «косее».

В этом различии прямого и косого скачков и заключается суть тех возможностей управления характером торможения воздуха перед двигателем, которые оказываются в руках у конструктора. Конструктор в состоянии задать «программу» работы «нулевого поста» конвейера так, чтобы она была наивыгоднейшей на тех режимах полета, когда это наиболее важно, и изменялась в зависимости от условий полета также достаточно выгодным образом. Наука о физических процессах, сопровождающих течение газа с большими сверхзвуковыми скоростями, или так называемая газодинамика, дает в руки конструктору теоретические основы для такого «программирования». Как же оно может осуществляться?

Приведем только один пример, отчетливо иллюстрирующий те методы, которыми пользуется конструктор при разработке воздухозаборника сверхзвукового турбореактивного двигателя. Выше говорилось о том, что прямой скачок менее выгоден, чем косой. Следовательно, было бы выгодно, чтобы непосредственно перед входным отверстием воздухозаборника располагался косой скачок, а не прямой, который появляется впереди любого

тупого тела, каким и является, по существу, воздухозаборник. Как же заменить прямой скачок простым?

Секрет такой возможности связан с тем, что если у движущегося тела имеется острый, а не тупой носок, то на самом его острие возникают расходящиеся ко-

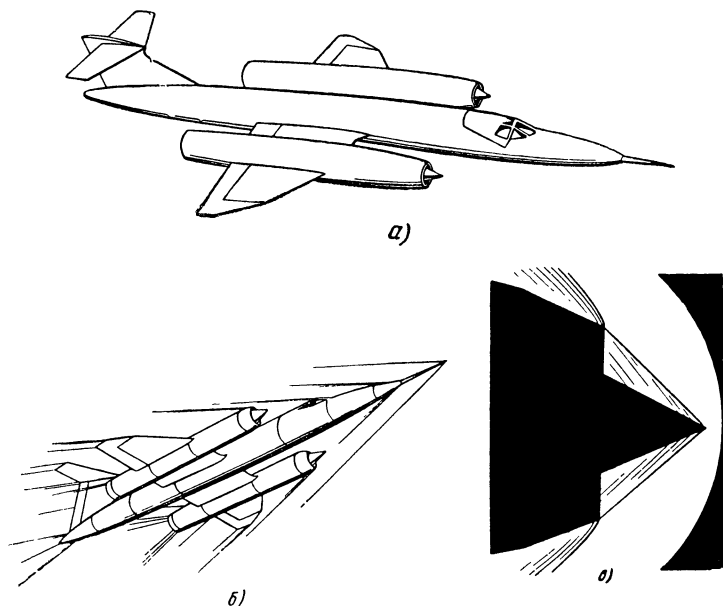


Рис. 25. На выдвинутом вперед острие при сверхзвуковом полете «салятся» косые скачки уплотнения:

а)—английский исследовательский сверхзвуковой самолет Бристоль 188, рассчитанный на полет с  $M=2-2,5$ , имеет иглу в носке фюзеляжа и остроконечное центральное тело в воздухозаборниках своих двух турбореактивных двигателей; б)—такая система косых скачков образуется в полете этого самолета; в)—полученная в аэродинамической трубе фотография косых скачков на центральном теле воздухозаборника

сые скачки. Поэтому достаточно из воздухозаборника двигателя выдвинуть вперед какой-либо заостренный предмет — иглу, конус, клин (это так называемое центральное тело является характерным отличием сверхзвуковых воздухозаборников), как сейчас же на его острие возникнут (конструктор сказал бы «сядут») косые скачки. Скорость потока за этими скачками, естественно, уменьшится, хотя и останется сверхзвуковой, и тогда уже прямой скачок, возникший непосредственно во входном

сечении воздухозаборника, будет гораздо более слабым. Теория показывает, что такая система скачков — «косой плюс прямой» может быть при достаточно большой скорости полета, именно при  $M$  более 2, значительно выгоднее одного простого прямого скачка. Но это значит, что работа «нулевого поста» будет гораздо более эффективной, давление воздуха в двигателе возрастет.

Еще выгоднее при более высоких скоростях полета может оказаться усложненная система скачков, в которой воздух сначала тормозится последовательно в двух косых, а затем уже в заключительном прямом скачке. Разработана довольно детальная теория таких многоскачковых систем, позволяющая конструктору избрать наиболее выгодную систему для каждого данного случая.

Читателю теперь не трудно установить различие в работе «нулевого поста» дозвукового и сверхзвукового двигателей. Когда скорость полета меньше скорости звука, то единственное влияние, которое может оказать конструктор на работу «нулевого поста», это выбор той скорости полета, при которой «пост» не работает. Такой выбор задается величиной скорости воздушного потока на входе в воздухозаборник; чем больше входное сечение, тем при прочих равных условиях меньше скорость воздуха в нем и, следовательно, меньше скорость полета, при которой «пост» остается безработным — эти скорости в точности равны между собой. При всех других скоростях полета работа «нулевого поста» регулируется совершенно автоматически, конструктор в нее не вмешивается. «Пост» сам «решает», когда нужно тормозить, а когда разгонять воздушный поток перед воздухозаборником и на сколько именно.

Иное дело сверхзвуковой двигатель. Здесь уже помимо изменения площади входного сечения воздухозаборника конструктор имеет в своем распоряжении и другие средства воздействия на работу «нулевого поста». Об одном таком средстве шла речь выше — конструктор проектирует систему скачков уплотнения в потоке перед воздухозаборником. Понятно, что добивается он этого путем изменения конструкции самого воздухозаборника, как уже об этом говорилось.

Но различие заключается не только в этом. Вот, например, еще одно. Если в дозвуковом двигателе «нулевой пост» при одной определенной скорости полета (назовем

ее расчетной) не работает вовсе, то в случае сверхзвукового двигателя такой скорости не существует. На всех режимах сверхзвукового полета в воздушном потоке перед воздухозаборником происходят сложные физические явления — «нулевой пост» работает с полной нагрузкой.

Конечно, если полет будет совершаться с той сравнительно небольшой дозвуковой скоростью, на которую рассчитано входное сечение воздухозаборника, то и «нулевой пост» сверхзвукового двигателя прекратит свою работу. Но, конечно, это никак не та скорость, на которую рассчитывает работу сверхзвукового двигателя конструктор. В этом случае расчетная скорость — это та большая, сверхзвуковая скорость, при которой устанавливается спроектированная конструктором система скачков перед воздухозаборником, т. е. «нулевой пост» работает по заданной конструктором программе. При этом эффективность работы воздухозаборника получается наивыгоднейшей, отчего расчетная скорость должна соответствовать режиму полета, наиболее важному для данного самолета, когда требуется максимальная скорость или максимальная дальность полета.

Но что происходит, когда скорость полета уже не равняется расчетной? Как работает «нулевой пост» на таких, как их называют, нерасчетных режимах?

На этот вопрос не так просто ответить, не рассматривая детально конструкцию воздухозаборника. Заведомо можно сказать одно — во всех случаях, когда скорость полета больше или меньше той, на которую рассчитана система скачков, т. е. расчетной скорости для воздухозаборника, его работа ухудшается. Оценка работы воздухозаборника производится по тому, как он обеспечивает торможение воздуха, т. е. какая часть кинетической энергии набегающего в полете потока затрачивается на сжатие воздуха и каково при этом лобовое сопротивление воздухозаборника.

В идеальном случае, когда потерь энергии нет, очевидно, достигается наибольшее давление воздуха в воздухозаборнике, во всех реальных случаях истинное давление оказывается, естественно, меньше этого идеального. Вот это-то отношение получаемого давления к идеальному и служит, обычно, основным мерилom совершенства воздухозаборника.

Уменьшение эффективности работы воздухозаборника на нерасчетных режимах, приводящее к уменьшению давления в нем сравнительно с максимально возможным, т. е. идеальным, вызывается разными причинами. Прежде всего, оно связано с местоположением замыкающего систему скачков прямого скачка. В наивыгоднейшем случае этот прямой скачок располагается в наименьшем сечении (горловине) воздухозаборника, обычно совпадающем со входным сечением. Иногда этот скачок перемещается вперед, по полету, и тогда он устанавливается перед воздухозаборником, или как говорят, «отсоединяется», подобно тому, как это имеет место с обычной головной волной. При этом работа воздухозаборника ухудшается, давление в нем падает, возрастает внешнее (лобовое) сопротивление, возникают пульсации потока. Если, наоборот, прямой скачок продвигается глубже внутрь воздухозаборника, где его поперечное сечение уже больше, то интенсивность скачка возрастает, что, естественно, так же невыгодно, да и в этом случае часто возникают пульсации потока. Такие пульсации могут повредить детали воздухозаборника и вызвать помпаж компрессора.

Другой важный фактор, определяющий качество работы воздухозаборника в сверхзвуковом полете — расположение косоугольного скачка. В лучшем случае он должен пересекаться с обтекателем воздухозаборника в его передней точке, иначе его лобовое сопротивление будет увеличено и качество работы ухудшено.

Такие изменения режима работы воздухозаборника могут вызываться изменением либо скорости полета, либо режима работы двигателя, т. е. расхода воздуха через него.

Можно ли избежать ухудшения работы воздухозаборника на нерасчетных режимах? Одна возможность заключается здесь, очевидно, в изменении геометрии воздухозаборника таким образом, чтобы восстанавливалась расчетная геометрия системы скачков. Для этого в ряде случаев достаточно, например, передвигать центральное тело воздухозаборника с его острием назад или вперед, с соответствующим изменением положения образующихся на этом острие косых скачков. Иногда, однако, этого оказывается недостаточно и требуется перепуск некоторой части воздуха из воздухозаборника наружу, в атмосферу, через специальный клапан. Иной раз приходит-

ся перемещать взад-вперед переднюю часть воздухозаборника, меняя ее положение относительно острия центрального тела. Применяются и иные виды регулирования воздухозаборника — изменение угла конусности центрального тела и др. Во всех случаях цель такого регулирования одна — согласовать количества воздуха, проходящие через воздухозаборник и двигатель так, чтобы обеспечить наибольшее возможное давление воздуха, поступающего в двигатель, при наименьшем лобовом сопротивлении воздухозаборника.

Само собой разумеется, что заставить летчика вручную управлять системой регулирования воздухозаборника нерационально, может быть, даже и невозможно. Конечно, на помощь человеку в этом случае должна прийти автоматика, способная несравненно быстрее и точнее справиться с задачей регулирования. Правда, такие автоматические регуляторы получаются весьма сложными и часто включают в себя кибернетические счетно-решающие устройства. Но это совсем не единственный пример использования автоматики и кибернетики на службе реактивной техники — такое использование ширится с каждым днем.

Мы видели, что воздухозаборник двигателя при переходе к сверхзвуковым скоростям полета претерпевает действительно радикальные изменения. Из простой тонкостенной трубы он превращается в сложный комплекс неподвижных и перемещающихся деталей и частей, связанных общей системой автоматического регулирования. Ну, а какая судьба постигает при этом следующий, 2-й пост «конвейера» — компрессор двигателя?

С одной стороны, как нетрудно видеть, он должен стать значительно более простым. Действительно, ведь назначение компрессора — сжимать воздух, поступающий в камеру сгорания, увеличивать его давление. Но в сверхзвуковом полете эту функцию берет на себя воздухозаборник. Если в дозвуковом полете сжатие воздуха в воздухозаборнике (включая сюда и «нулевой пост») весьма невелико, так что давление воздуха повышается лишь на сотые доли атмосферы, то совсем иное дело сверхзвуковой полет. Кинетическая энергия набегающего потока воздуха при сверхзвуковой скорости так велика (напомним, что она возрастает пропорционально квадрату скорости), что при полном использовании ее в процес-



се торможения воздушного потока для сжатия воздуха его давление может стать очень большим.

Вот только некоторые характерные цифры. При скорости полета у земли, в 2 раза превышающей скорость звука, максимальное давление воздуха достигает примерно 7 ат, при трехкратной скорости звука — 36 ат, а при четырехкратной — 150 ат!

В этих условиях воздухозаборник в состоянии взять на себя значительную часть той работы, которую обычно в турбореактивном двигателе выполняет компрессор. В компрессоре давление воздуха повышается обычно, примерно, в 10 раз, так что в сверхзвуковом полете воздухозаборник уменьшает это потребное увеличение давления всего до 2—3. Это значит, что в сверхзвуковом двигателе компрессор может иметь совсем немного ступеней. Так это и бывает в сверхзвуковых двигателях. Малая степень сжатия — характерная черта компрессора сверхзвукового турбореактивного двигателя.

Но это вовсе не значит, что для компрессора сверхзвуковой полет приносит одно только облегчение. К сожалению, скоростной напор набегающего на двигатель воздуха, так сильно, как мы видели, разгружающий компрессор, вместе с тем и весьма сильно... нагружает его. Никакого парадокса здесь нет, ибо если облегчение условий работы компрессора связано с возрастанием давления воздушного потока при его торможении, то такое торможение имеет и обратную сторону — сильный разогрев воздуха, а вот он-то весьма основательно усложняет работу компрессора.

Что сжатие воздуха сопровождается его нагревом — факт общеизвестный. Воздух, выходящий из компрессора турбореактивного двигателя, обладает обычно температурой в 300—400° С, а то и больше. Вот почему лопатки последних ступеней, особенно высоконапорных компрессоров двигателей часто изготавливаются уже не из легких сплавов (понятно, что такие сплавы выгодны — вес лопатки должен быть минимальным, тогда и нагрузки на нее так же уменьшатся), а из титана или даже стали. Но если скорость полета становится сверхзвуковой, то даже перед компрессором воздух становится горячим в результате его сжатия в процессе торможения. Как велика при этом температура воздуха, видно из следующего: при скорости полета у земли, равной звуковой, она до-

стигает примерно  $70^{\circ}\text{C}$ , при вдвое большей —  $245^{\circ}\text{C}$ , а при впятеро большей, чем звуковая, уже примерно  $1450^{\circ}\text{C}$ . Это значит, что при больших сверхзвуковых скоростях полета воздух в компрессоре оказывается почти таким же горячим, как газы перед турбиной обычного турбореактивного двигателя и даже горячее. Не удивительно, что в таких компрессорах температура воздуха доставляет немало забот конструктору. Понятно, в частности, что алюминиевые сплавы уже более не годятся в качестве конструкционного материала для изготовления компрессора.

Что касается камеры сгорания, то она, пожалуй, терпевает наименьшие изменения при переходе к сверхзвуковому полету по сравнению с остальными элементами двигателя. Это и понятно — ведь она изолирована от наружных условий, отделена от окружающей атмосферы другими частями двигателя — воздухозаборником и компрессором с одной стороны, турбиной и соплом — с другой. Что ж, в этом естественное преимущество среднего, так сказать, внутреннего поста «конвейера». Конечно, это не значит, что камера вовсе не «ощущает» сверхзвукового полета — он проявляется прежде всего в увеличении давления и температуры газов в камере, что, естественно, усложняет ее работу.

Зато следующий пост — турбина — ощутимо изменяется при переходе к сверхзвуковой скорости полета. Это не удивительно, ведь назначение турбины — вращать ротор компрессора, а компрессор, как мы уже знаем, становится во многом иным и, прежде всего, сильно уменьшается число его ступеней и степень сжатия. Но такой компрессор потребляет и существенно меньшую мощность, значит, и мощность турбины должна быть меньшей. Поэтому турбина обычно бывает в этом случае одноступенчатой (больше не нужно). Ротор двигателя — его компрессор и турбина — упрощаются, когда скорость полета становится сверхзвуковой (правда, мы должны помнить о необходимости повышения температуры газов перед турбиной в сверхзвуковом двигателе), зато усложняется воздухозаборник. Усложняется и последний пост «конвейера» — реактивное сопло, причем усложняется, как и воздухозаборник, весьма основательно. Обратите внимание — сильнее всего изменяются при переходе к сверхзвуковому полету крайние посты «конвейера» —

воздухозаборник и сопло, в меньшей мере оба следующие — компрессор и турбина, и менее всего — центральный, т. е. камера сгорания. В следующей главе мы еще вернемся к этой особенности.

В чем же заключается изменение реактивного сопла, чем различаются сопла сверхзвукового и обычного турбореактивных двигателей? Вспомните, что у обычного двигателя сопло представляет собой простую сходящуюся трубу, т. е. канал постепенно уменьшающегося сечения. В такой трубе, как уже упоминалось выше, дозвуковой газовый поток разгоняется, но скорость его не может превзойти звуковую. Чтобы она стала большей, чем скорость звука, нужно, чтобы после сечения, в котором скорость стала равна звуковой, труба снова стала расширяться. Такое сходящееся—расходящееся сопло носит имя Лавалья, как об этом уже говорилось. Но в дозвуковых двигателях сопло Лавалья не применяется, в нем нет нужды, ибо задача решается с помощью более простого дозвукового сопла. Это объясняется тем, что скорость истечения газов в дозвуковом двигателе обычно не превышает или немного превышает звуковую (большая скорость истечения при относительно малых скоростях полета невыгодна, это нам уже известно).

Другое дело — сверхзвуковой полет. В этом случае и скорость истечения газов должна возрасти и стать сверхзвуковой, это необходимо для получения большой тяги и выгодно с точки зрения повышения экономичности двигателя. Но, следовательно, давление газов перед соплом в этом случае должно быть столь большим, что для полного их расширения уже понадобится сопло Лавалья. Такое сопло и является одной из важнейших частей сверхзвукового турбореактивного двигателя.

Но создать реактивное сопло Лавалья вовсе не так трудно, это совсем не то, что такого же профиля воздухозаборник. Если бы задача сводилась только к этому, она была бы совсем не сложной. Истинные трудности возникают, когда приходится считаться с изменением режима работа двигателя. На одном режиме (назовем его расчетным) сопло работает отлично. Но вот режим изменился и стал, следовательно, нерасчетным. Это значит, что изменилось количество газов, протекающих через сопло каждую секунду, и (или) их параметры, т. е.

давление и температура. Как будет работать наше сопло в этих новых условиях?

Когда речь идет о дозвуковом сопле, т. е. простом сходящемся насадке — трубе, то такое изменение режима работы соплу не страшно, оно как бы автоматически приспособляется к нему. Иное дело сопло Лаваля. При работе на нерасчетном режиме его характеристики резко ухудшаются, что, естественно, ухудшает и работу всего двигателя. Чтобы такого ухудшения не происходило, при изменении режима работы двигателя должна изменяться и геометрия сопла, в частности, сечение его наиболее узкой части — горловины, и выходное сечение сопла. Выходит, что и здесь нужна сложная система автоматического регулирования. Вспомните, какой нелегкой была эта задача в отношении воздухозаборника, и вам станет ясно, что здесь она еще намного трудней — ведь по соплу течет не холодный атмосферный воздух, как в воздухозаборнике (правда, в сверхзвуковом полете и воздух уже далеко не холодный), а раскаленные газы.

Трудности создания реактивного сопла Лаваля еще усложняются, когда двигатель снабжен форсажной камерой. Ведь в этом случае включение камеры и изменение величины форсажа дополнительно меняет режим работы сопла, что, очевидно, сильно затрудняет задачу его регулирования. Кроме того, при включении форсажной камеры температура газов, проходящих через сопло, резко увеличивается. Каково приходится в этом случае омываемым этими газами элементам конструкции сопла, сложной из-за необходимости в регулируемой геометрии! А ведь форсажная камера, как об этом уже упоминалось выше, является едва ли не обязательным элементом сверхзвукового турбореактивного двигателя.

Есть и еще одно обстоятельство, тоже вовсе не облегчающее условий работы реактивного сопла сверхзвукового двигателя. Оно связано, собственно говоря, даже не с одним, а сразу с двумя особенностями работы такого двигателя. Одна из них, пожалуй, главная, касается шума, создаваемого вытекающими из двигателя газами, о чем уже говорилось в предыдущей главе. Этот шум весьма резко возрастает, когда растет скорость вытекающих газов (по экспериментальным данным пропорционально 7 или 8-й степени скорости истечения), и становится столь сильным, что соз-

дает существенные практические ограничения возможностей применения сверхзвуковых двигателей. Очевидно, нужно принимать специальные меры для уменьшения шума струи. Методы такого глушения шума известны и продолжают разрабатываться, эта проблема подвергается интенсивным исследованиям, так она важна. Обычно для уменьшения шума двигатель (даже и обычный, дозвуковой) снабжается специальным устройством — глушителем, который прикрепляется непосредственно к реактивному соплу (так появляется еще один «сверхштатный» пост «конвейера»). По принципу устройства глушители бывают разные, но чаще всего их идея связана с обеспечением более плавного перемешивания вытекающих газов с воздухом. Но легко видеть, что появление на двигателе глушителя ухудшает условия работы реактивного сопла: оно получает при этом дополнительные нагрузки — механические и тепловые.

Подобное же ухудшение имеет место, когда к соплу двигателя присоединяется другое устройство, так называемый реверсор тяги (иногда оно объединяется с глушителем). Назначение реверсора должно быть понятно из самого его названия: он реверсирует, т. е. изменяет направление силы тяги двигателя. Но зачем это нужно и нужно ли вообще, ведь тяга на то и предназначена, чтобы разгонять самолет, зачем же ее отклонять от естественного направления? Оказывается, очень нужно, причем нужно именно потому, что не всегда тяга должна ускорять самолет, иногда с ее помощью необходимо самолет затормозить. Это происходит при посадке самолета. Посадочная скорость сверхзвукового самолета оказывается большей, чем у дозвукового — ведь чем больше максимальная скорость полета, тем должно быть меньше крыло самолета. Но это сильно затрудняет посадку и требует гораздо более длинной посадочной полосы. Чтобы облегчить задачу и применяется реверсор тяги — с его помощью газы выпускаются не назад, а вперед, и их реакция тормозит самолет. Правда, назначение реверсора не только в этом. Пожалуй, не меньшее значение имеет и другое. Когда самолет идет на посадку, то тяга двигателя уменьшается до минимума. Совсем выключить двигатель нельзя — а вдруг посадка не сможет быть совершена и самолету понадобится срочно снова набирать высоту? Тут уже некогда включать двигатель,

увеличенная тяга должна быть развита за короткие мгновения. Но, оказывается, даже если не выключать двигатель, а только перевести его на так называемый

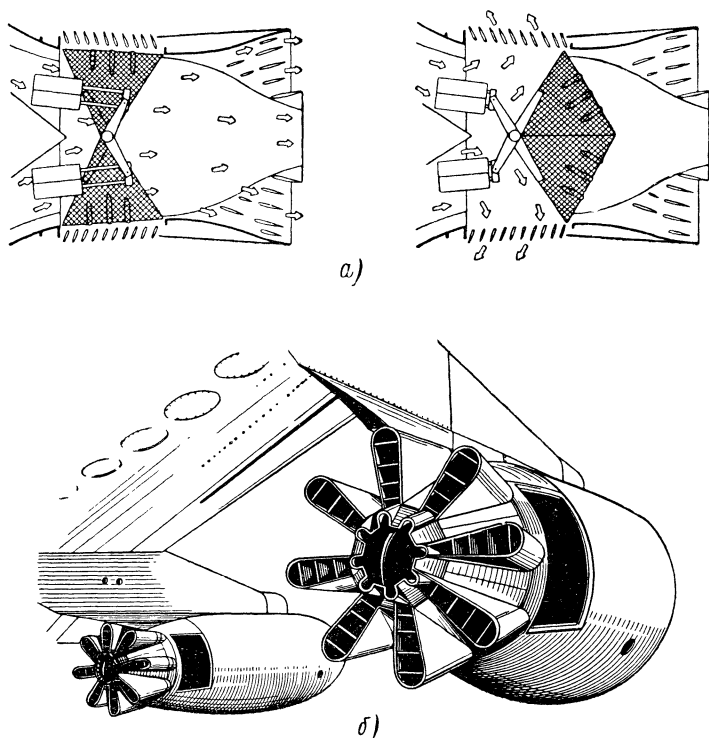


Рис. 26. Один из применяющихся за рубежом реверсоров тяги — глушителей шума:

а) — схема устройства и действия реверсора (слева — нормальная тяга, справа — реверсированная); б) — реверсор-глушитель на самолете

малый газ, то и тогда достаточно быстро увеличить тягу часто не удастся. Легко видеть, что реверсор решает и эту задачу — ведь с его помощью изменение направления тяги двигателя, достаточно большой по своей абсолютной величине, может быть осуществлено за считанные мгновения. Однако и реверсор, по тем же причинам, что и глушитель, усложняет создание сверхзвукового сопла регулируемой геометрии.

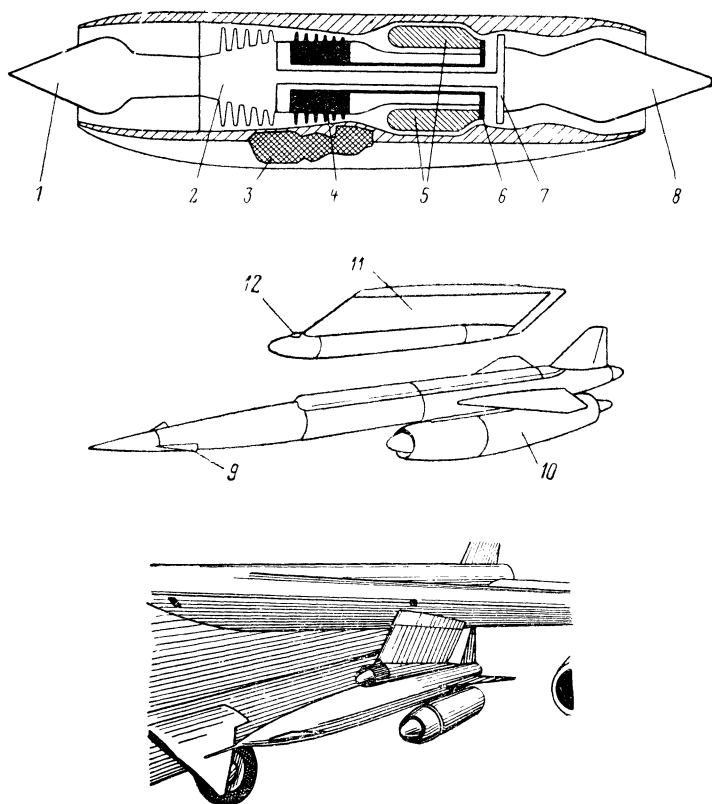


Рис. 27. Схема устройства сверхзвукового двувального турбореактивного двигателя J-52 (США), применяющегося на управляемом снаряде «Хаунд Дог». Внизу — схема снаряда и его внешний вид (снаряд подвешен под крылом самолета):

1—передвигающееся центральное тело; 2—компрессор низкого давления; 3—вспомогательные агрегаты двигателя (насосы и др.); 4—компрессор высокого давления; 5—камера сгорания; 6—турбина высокого давления; 7—турбина низкого давления; 8—регулируемое реактивное сопло с центральным телом; 9—органы управления (элевейторы); 10—турбореактивный двигатель J-52; 11—пилон подвески снаряда на самолете; 12—астрономическая система наведения

Это, конечно, вовсе не значит, что такое сопло создать невозможно, оно, несомненно, будет создано; ряд таких конструкций уже имеется, ибо без такого сопла невозможен и сверхзвуковой двигатель с оптимальными характеристиками. А появление в эксплуатации подобного двигателя — дело только времени, поскольку можно думать, что в диапазоне скоростей полета от 2 до 4 скоростей звука сверхзвуковой турбореактивный двига-

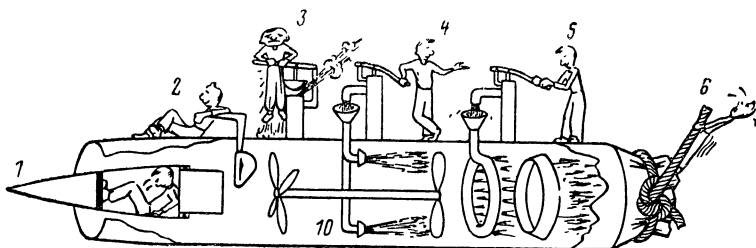


Рис. 28. Сверхзвуковой турбореактивный двигатель должен иметь сложную систему автоматического регулирования геометрии (воздухозаборник, компрессор, сопло), подачи топлива и других рабочих параметров. На рисунке представлены только некоторые необходимые формы регулирования:

1—регулирование воздухозаборника (положение центрального тела и др.); 2—поворот направляющих лопаток компрессора; 3—перепуск воздуха из компрессора; 4—подача топлива в камеру сгорания; 5—подача топлива в форсажную камеру; 6—регулирование реактивного сопла

тель с форсажной камерой и сложной регулируемой геометрией будет наилучшей силовой установкой самолетов, как пилотируемых, так и беспилотных. В частности, в США такой двигатель уже применяется на беспилотном самолете-снаряде «Хаунд Дог», предполагается его установка на сверхзвуковом гражданском англофранцузском самолете «Конкорд» и др.

Подобные двигатели найдут применение и в гражданской и в военной авиации. Но это будет, вероятно, венец успехов газовой турбины в авиации. При еще больших скоростях ей места нет — об этом пойдет речь в следующей главе.



**„ЛЕТАЮЩИЕ ТОПКИ“ И „ГОРЯЩИЕ КРЫЛЬЯ“**

---

**Т**о, что турбореактивный двигатель неприменим при больших сверхзвуковых скоростях полета, вряд ли удивит читателя после сказанного в предыдущей главе. На самом деле, ведь уже при относительно небольших сверхзвуковых скоростях, в 2—3 раза больших скорости звука, турбореактивный двигатель начинает весьма сильно изменяться. Эти изменения чрезвычайно характерны, вспомните, что говорилось о них в предыдущей главе. Воздухозаборник и сопло, относительно второстепенные части дозвукового двигателя, здесь выдвигаются на первый план, а важнейшие части дозвукового двигателя — компрессор и турбина — становятся явно второстепенными.

Такое изменение относительной роли частей двигателя с ростом скорости полета совершенно закономерно. В результате этого роста все большая часть процессов изменения состояния воздуха в двигателе, составляющих его рабочий цикл, переносится из компрессора в воздухозаборник, если речь идет о сжатии, и из турбины — в сопло, поскольку имеется в виду расширение. Поэтому ротор двигателя сокращается в размерах, его роль становится все меньшей.

Не трудно видеть, что с дальнейшим ростом скорости полета вообще отпадает необходимость в компрессоре и турбине — двигатель может обойтись и без них. Но тогда что же остается от двигателя — воздухозаборник,

камера сгорания и сопло? Какой же это газотурбинный двигатель, если в нем нет важнейших частей такого двигателя — компрессора и турбины?

Так турбореактивный двигатель «вырождается», преобразуется в воздушно-реактивный двигатель бескомпрессорного типа, так называемый *прямоточный* (или ПВРД).

Первые двигатели такого вида появились еще тогда, когда турбореактивные двигатели даже и не существовали и, следовательно, они не явились результатом «перерождения» газотурбинных двигателей. Да и предназначены они были для полета с относительно небольшими дозвуковыми скоростями. В них отсутствовали компрессор и турбина и, вместе с тем, двигатели с успехом работали, развивая тягу, необходимую для полета. В нашей стране прямоточные двигатели разрабатывались, примерно, 30 лет тому назад Ю. А. Победоносцевым, И. А. Меркуловым и другими исследователями и конструкторами. Первый взлет небольшой ракеты с прямоточным двигателем И. А. Меркулова был осуществлен, в частности, в мае 1939 г., а первое испытание такого двигателя на самолете — в январе 1940 г. Однако это были экспериментальные образцы двигателей: в то время применения они не нашли. Практическое использование прямоточных двигателей относится уже к гораздо более позднему времени, по существу, только к последним годам, когда освоенные скорости полета значительно возросли.

Еще в годы войны получили практическое применение бескомпрессорные воздушно-реактивные двигатели другого типа. Это были так называемые *пульсирующие* двигатели, которые были установлены тогда на первых немецких беспилотных самолетах-снарядах «Фау-1».

Тысячи таких небольших самолетиков с громко та-рахтящим пульсирующим двигателем и грузом взрывчатки на борту пересекали Ла-Манш, неся с собой смерть и разрушение. Скорость их была относительно небольшой и они летели на небольшой высоте, так что их быстро научились уничтожать в воздухе с помощью самолетов и зенитных орудий.

В настоящее время пульсирующие двигатели находят весьма ограниченное применение на управляемых снарядах и в качестве силовой установки реактивных вертоле-

тов. Их устанавливают непосредственно на концах лопастей несущего винта вертолета, устраняя необходимость в его механическом приводе. Получаемое таким образом упрощение и облегчение вертолета вместе с

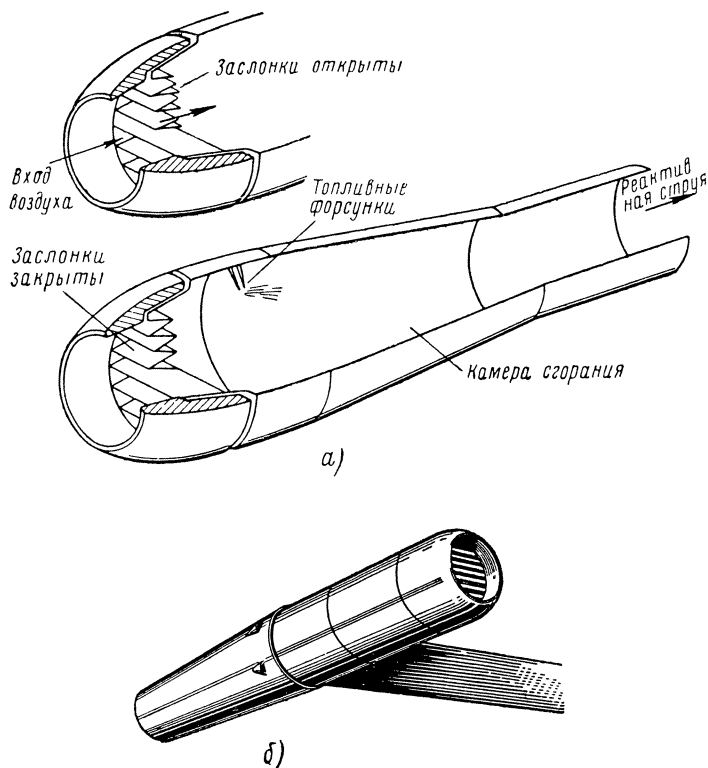


Рис. 29. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель:  
а) — схема двигателя; б) — установка двигателя на лопасти несущего винта вертолета (США)

большой простотой и неприхотливостью пульсирующих двигателей объясняют причины, по которым они находят некоторое применение, несмотря на существенно меньшую экономичность, т. е. больший расход топлива по сравнению, например, с газотурбинными двигателями. Правда, больших перспектив они не имеют и здесь.

То обстоятельство, что экономичность пульсирующего двигателя весьма низка, не является неожиданным

и легко объясняется особенностями его рабочего процесса. В пульсирующем двигателе, как двигателе бескомпрессорном, сжатие воздуха должно осуществляться каким-нибудь иным методом, причем скоростной напор встречного потока воздуха в этом случае совершенно недостаточен. Такое сжатие осуществляется с использованием пульсаций давления в двигателе, который работает не непрерывно, как прямоточный или газотурбинный, а периодически. Но этим способом удастся сжать воздух лишь очень незначительно, отчего и весь цикл двигателя получается неэкономичным. Работа двигателя обеспечивается с помощью клапанов, расположенных в передней части двигателя, имеющего вид длинной трубы. Когда клапаны открыты, внутрь двигателя поступает свежий воздух, а когда затем смесь топлива с воздухом воспламеняется внутри двигателя, то клапаны захлопываются и образующиеся газы повышенного давления вытекают через сопло двигателя назад, создавая тягу. Интересно, что в небольших пульсирующих двигателях удастся и вовсе обходиться без клапанов, выбирая соответствующим образом геометрию двигателя. В таких двигателях создаются колебания давления акустического характера, как в обычной органной трубе, причем в результате подобных колебаний газы вытекают в основном назад, что и требуется для создания тяги.

В прямоточном двигателе никаких клапанов нет, но нет и намеренных пульсаций давления, они работают на непрерывном, установившемся режиме. Сжатие осуществляется в результате скоростного напора набегающего потока атмосферного воздуха и, так как при малых, дозвуковых скоростях полета такое сжатие очень мало, то и двигатель получается чрезвычайно неэкономичным. Поэтому дозвуковые прямоточные двигатели не нашли практического применения, если не считать некоторых реактивных вертолетов (причины их использования в этих случаях те же, что и упомянутые выше для пульсирующих двигателей). И все же мы начнем рассказ об устройстве и работе прямоточных двигателей именно с дозвуковых, как более простых.

Первой частью прямоточного двигателя, постом № 1 «конвейера» непрерывного изменения состояния воздуха в нем является, как и в турбореактивном двигателе, воз-

духозаборник. Конечно, все сказанное в гл. 4 о «нулевом посте» в полной мере применимо и здесь; и здесь этот «пост» существует вне двигателя, в атмосфере перед ним. Что касается «поста № 1», то в случае прямоточного двигателя его, пожалуй, не совсем верно называть воздухозаборником, хотя, действительно, сюда прежде всего поступает воздух из атмосферы. Дело в том, что если воздухозаборник турбореактивного двигателя обычно лишь подводит воздух к компрессору, и состояние воздуха в нем почти не изменяется или изменяется незначительно (воздух может либо несколько разогнаться, либо, наоборот, тормозиться в воздухозаборнике), то в прямоточном двигателе дело обстоит не так. Здесь первая часть выполняет сразу две функции, обязанности сразу двух первых постов «конвейера» турбореактивного двигателя — воздухозаборника и компрессора. Не удивительно, что по этой причине «пост № 1» прямоточного двигателя получил название *диффузора* — ведь так называют трубу или канал, в котором осуществляется сжатие воздуха или других газов.

Когда тормозится дозвуковой поток, то, как об этом упоминалось в гл. 4, диффузор должен представлять собой расширяющуюся трубу. Так именно и выглядит диффузор дозвукового прямоточного двигателя — в любом таком двигателе спереди можно видеть длинную коническую постепенно расширяющуюся трубу. Длинной она оказывается не случайно, это объясняется именно тем, что угол конусности должен быть небольшим, обычно всего в несколько градусов, т. е. труба должна расширяться действительно постепенно. Стоит нарушить это правило и укоротить диффузор (при тех же величинах входного и выходного сечений он станет поэтому более резко расширяющимся), как сейчас же платой за полученное таким образом уменьшение размеров и веса будет резкое ухудшение работы двигателя. Оказывается, торможение потока без потерь становится при этом невозможным, так как поток отрывается от слишком круто расходящихся стенок, в нем появляются вихри, на образование которых затрачивается значительная часть кинетической энергии потока. В результате — уменьшение давления сжатия, и так небольшого в данном случае, с соответственным уменьшением тяги двигателя и ухудшением его экономичности.

Следующий пост «конвейера» (мы по-прежнему будем считать его третьим по порядку, учитывая, что №№ 1 и 2 объединены в диффузоре) — камера сгорания. И хотя она больше всего схожа с камерой сгорания турбореактивного двигателя, все же и здесь есть весьма существенные различия. Одно из них абсолютно очевидно и, пожалуй, наиболее важно — раз в прямоточном двигателе нет турбины, то, следовательно, нет и связанных с ней ограничений максимальной температуры газов. Вот почему здесь в сгорании может участвовать уже не меньшая часть воздуха, протекающего через двигатель, а весь он целиком. Соответственно больше могла бы быть и тяга двигателя, если бы не пониженные давления в нем. Понятно, что отсутствие необходимости в перемешивании продуктов сгорания с холодным воздухом упрощает камеру сгорания, для которой остается, по существу, лишь одна проблема — стабилизации пламени, т. е. обеспечения устойчивого горения. Правда, увеличение температуры газов одновременно и усложняет задачу создания надежной камеры, так как все ее части, соприкасающиеся с газами, имеют намного повышенную температуру.

Несколько иной вид приобретает камера сгорания двигателя, если он вместо жидкого топлива работает на твердом. С двигателями такого рода велись эксперименты в Германии еще в годы войны, позже время от времени появлялись патенты на различные конструкции подобных двигателей. Обычно в этом случае твердое топливо, например, углерод, располагается слоем у стенок камеры сгорания, обеспечивая этим самым их защиту от непосредственного воздействия горячих газов. Однако в эксплуатации таких двигателей еще нет.

Заключительный пост «конвейера» прямоточного двигателя опять должен иметь сдвоенный номер — 4-й и 5-й, ибо он совмещает в себе функции обоих этих постов в турбореактивном двигателе. Действительно, процесс расширения газов, который в турбореактивном двигателе происходит в два этапа и в двух разных частях двигателя — турбине и реактивном сопле, здесь осуществляется только в сопле; турбины прямоточный двигатель не имеет. И поскольку двигатель дозвуковой, то реактивное сопло имеет форму простой сходящейся трубы. Эта труба короче диффузора — расширение газов не требует тако-

го плавного, медленного изменения сечения потока, как сжатие.

Итак, дозвуковой прямоточный двигатель предельно прост по своим внешним очертаниям и конструкции. Он состоит всего из трех основных частей: средней — ци-

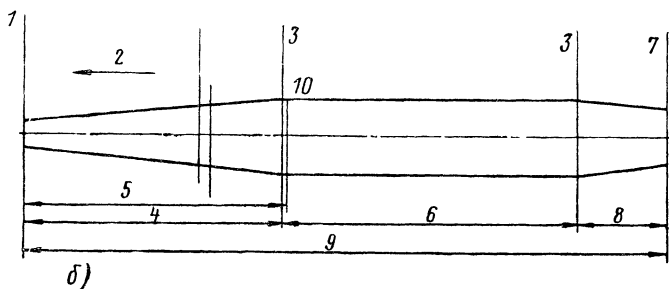
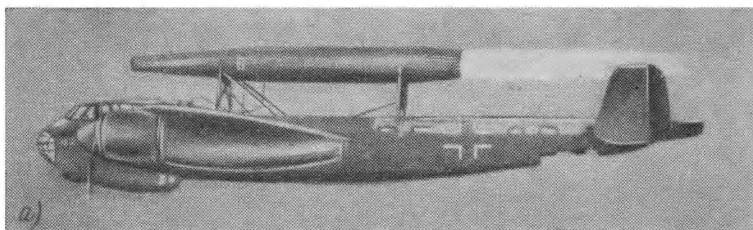


Рис. 30. Дозвуковой прямоточный двигатель:

а)—летные испытания двигателя на самолете (Германия, 1944); б)—схема этого двигателя.

1—диаметр входного сечения 397 мм; 2—направление полета; 3—диаметр камеры сгорания 999 мм; 4—длина диффузора 3421 мм; 5—расстояние от входного сечения до плоскости впрыска топлива через форсунки 3454 мм; 6—длина камеры сгорания 3996 мм; 7—диаметр выходного сечения 751 мм; 8—длина реактивного сопла 1209 мм; 9—общая длина двигателя 8626 мм; 10—плоскость расположения топливных форсунок

линдрической (это камера сгорания) и двух крайних — конических (диффузора и сопла). Конечно, двигатель должен обладать и другими частями и системами, например, для подачи топлива в камеру сгорания, воспламенения этого топлива, стабилизации пламени и т. п. Но все же его конструктивная простота по сравнению с турбореактивным двигателем поразительна. Ведь, по существу, это простой отрезок трубы, одна точка для сжигания топлива, но «летающая»; она способна не только сама

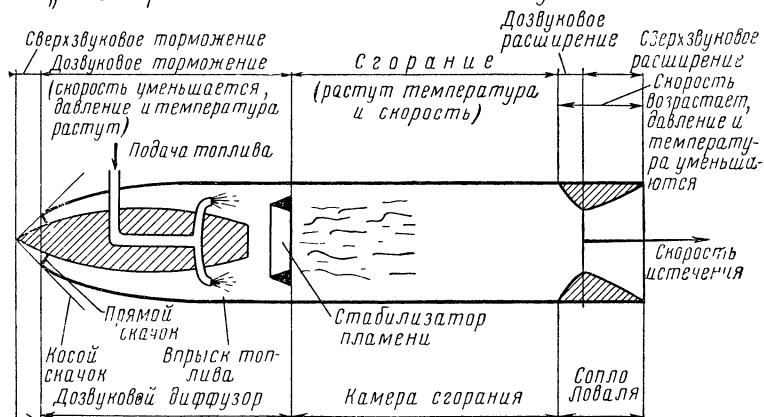
лететь, но и заставить двигаться летательный аппарат, на котором установлена. Понятно, что подобная «летающая топка» оказывается очень легкой. Беда лишь в том, что такая топка очень прожорлива, она чрезвычайно неэкономична. Но здесь уже беда не в ней самой, а в скорости полета. Пока скорость мала, мала кинетическая энергия набегающего потока атмосферного воздуха и, следовательно, малы давления в двигателе. Сразу становится ясно, что дело может радикально измениться при переходе к сверхзвуковому полету.

Но в одном отношении прямоточному двигателю не поможет, очевидно, и самый скоростной полет. Речь идет о работе двигателя на стоянке, т. е. при взлете летательного аппарата. Само собой разумеется, что в этих условиях, когда скоростной напор встречного потока воздуха отсутствует, т. е., попросту говоря, такого потока не существует, двигатель работать не может. Можно, конечно, подать топливо в его камеру сгорания и на стоянке и даже воспламенить его, но газы, образовавшиеся при сгорании, вытекут и вперед и назад, тяги двигатель не разовьет. Да и сгорание сразу же прекратится из-за отсутствия подвода новых порций свежего воздуха. Очевидно, что для взлета понадобится какой-нибудь другой двигатель. И только тогда, когда скорость полета возрастет до некоторой минимальной (хотя бы километров 200—300 в час), двигатель сможет начать работать. Для того же, чтобы обеспечить полет, т. е. развить достаточно большую тягу, скорость должна еще существенно возрасти. Для того чтобы работа двигателя стала выгодной, чтобы он расходовал мало топлива, меньше, чем другие известные двигатели при скоростном полете, скорость должна еще возрасти, стать сверхзвуковой. Вот уж где простор для использования всех замечательных свойств прямоточного двигателя, самой природой предназначенного для сверхскоростного полета.

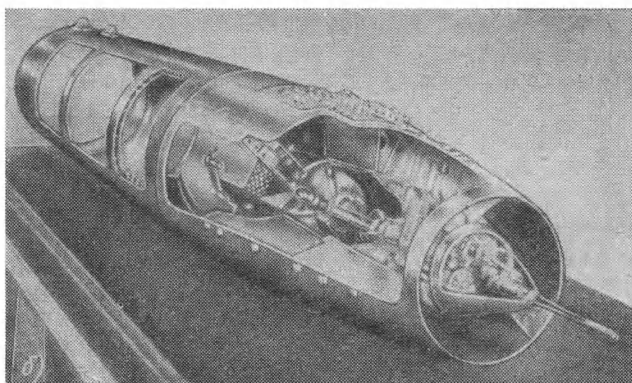
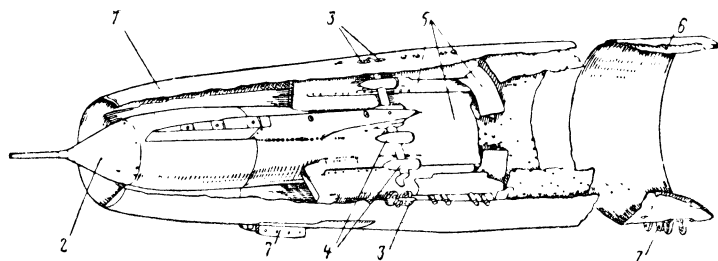
Понятно, что и сверхзвуковой прямоточный двигатель будет иметь те же три основных части, что и дозвуковой. Но сохранится прежним, по существу, одно лишь название — конструкция этих частей радикально изменится, изменятся и рабочие процессы в них. Гораздо больше общего у них с аналогичными частями сверхзвукового турбореактивного двигателя, — так сказывается характерное влияние сверхзвукового полета.



# „инженер изменения состояния воздуха“



а) Сверхзвуковой воздухозаборник



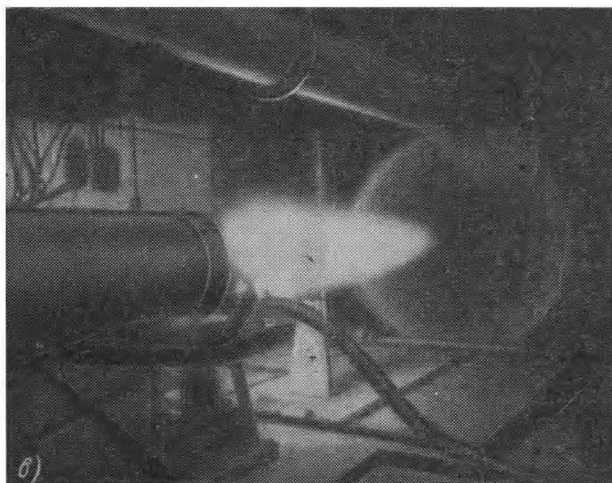
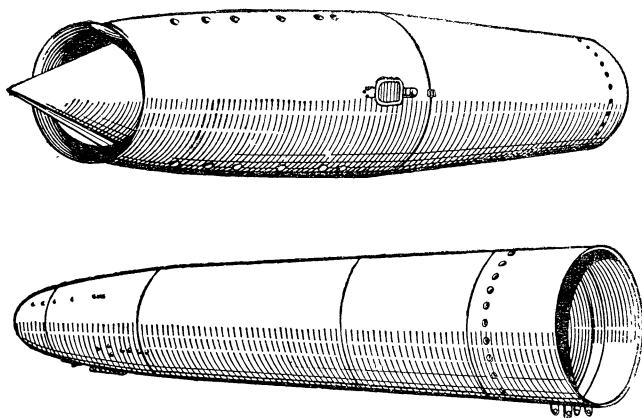


Рис. 31. Сверхзвуковой прямоточный двигатель:

а)—схема двигателя; б)—разрез английского сверхзвукового прямоточного двигателя «Тор»; в)—внешний вид двигателя «Тор» и его испытание на стенде:

1—корпус двигателя; 2—центральное тело; 3—воспламенители; 4—топливные форсунки; 5—стабилизатор пламени; 6—реактивное сопло; 7—опоры крепления двигателя

Все, что было сказано в гл. 4 о «нулевом посте» и воздухозаборнике сверхзвукового турбореактивного двигателя, в полной мере относится и к диффузору сверхзвукового прямооточного двигателя. Здесь и система скачков перед входом в двигатель, и остроконечное центральное тело, и система регулирования геометрии — передвижение центрального тела или передней части капота (корпуса) и т. п. Как и в случае дозвукового прямооточного двигателя, в сверхзвуковом имеется простой конический расходящийся диффузор. В этом отношении сверхзвуковой двигатель не отличается от дозвукового, в чем нет ничего удивительного — ведь в самом-то диффузоре, за замыкающим прямым скачком, скорость движения воздуха дозвуковая. К воздухозаборнику прямооточного двигателя предъявляются еще более жесткие требования в отношении эффективности его работы, чем в турбореактивном — ведь здесь компрессора нет и все сжатие осуществляется в воздухозаборнике и диффузоре. В частности, для прямооточного двигателя особенно выгодным кажется применение такого центрального тела, которое создает систему из бесконечного множества слабых косых скачков (его профиль получается при этом криволинейным). В этом случае давление, создаваемое воздухозаборником, теоретически может быть большим, что и объясняет проявляемое внимание к такому воздухозаборнику.

Что касается камеры сгорания сверхзвукового прямооточного двигателя, то о ней стоит сказать несколько подробнее. Вспомните, что говорилось выше, в гл. 4, о сгорании в воздушном потоке большой скорости.

Воспламенение топлива в таком потоке и поддержание сгорания в нем связано с очень большими трудностями и требует инженерного мастерства, даже настоящего искусства. И легко видеть, что с ростом скорости потока эти трудности возрастают. Вот почему воздушный поток, набегающий на двигатель в полете, приходится тормозить до столь малой скорости, чтобы трудности, связанные с камерой сгорания, оказались практически преодолимыми. Но за это приходится расплачиваться. Чем же?

Чтобы ответ на этот вопрос стал очевиден, достаточно напомнить, что было сказано выше о диффузоре. Ведь в диффузоре происходит торможение встречного воздушного потока, причем необходимость в плавном тормо-

жении заставляет сильно удлинять диффузор. Если бы можно было уменьшить торможение, т. е. увеличить конечную скорость воздуха в диффузоре (с этой скоростью воздух покидает диффузор и поступает в камеру сгорания), то, естественно, диффузор был бы короче. Кроме того, это уменьшило бы потери энергии, неизбежно сопровождающие торможение потока, снизило бы температурную нагрузку деталей двигателя, т. е. уменьшило влияние тех факторов, по существу определяющих верхнюю границу скоростей полета, при которых еще выгодно применение прямоточных двигателей. Вот почему требование максимально возможного уменьшения скорости потока в камере сгорания равнозначно не только усложнению, увеличению размеров и утяжелению двигателя, но и ограничению возможностей его использования.

Не удивительно, что ученые и конструкторы не перестают работать над проблемой возможного увеличения скорости потока в камере сгорания.

Особенно выгодно было бы полностью избавиться от длинного дозвукового диффузора, т. е. попытаться осуществить сгорание в сверхзвуковом воздушном потоке. Но решение этой задачи, несмотря на интенсивные исследования, еще дело будущего. Изучаются различные возможные методы ее решения (например, путем впрыска топлива до интенсивных скачков уплотнения так, чтобы в этих скачках топливно-воздушная смесь в результате сильного сжатия воспламенялась, т. е. с помощью так называемого установившегося детонационного сгорания<sup>1</sup>), исследуются проблемы обеспечения устойчивости сверхзвукового горения и пр. Если эти задачи будут решены, а можно думать, что так именно и будет, то сверхзвуковой прямоточный двигатель станет намного меньшим по длине и более легким и эффективным при увеличенных скоростях полета.

Реактивное сопло сверхзвукового прямоточного двигателя также не отличается принципиально от сопла сверхзвукового турбореактивного двигателя. И здесь сопло Лаваля, и здесь регулируемая геометрия. Но, конечно, одно отличие несомненно — температура газов, рас-

---

<sup>1</sup> Это явление непрерывной детонации, замеченное впервые в СССР, подвергается в настоящее время исследованию в Сибирском отделении Академии наук и за рубежом с целью конструирования камер сгорания такого типа

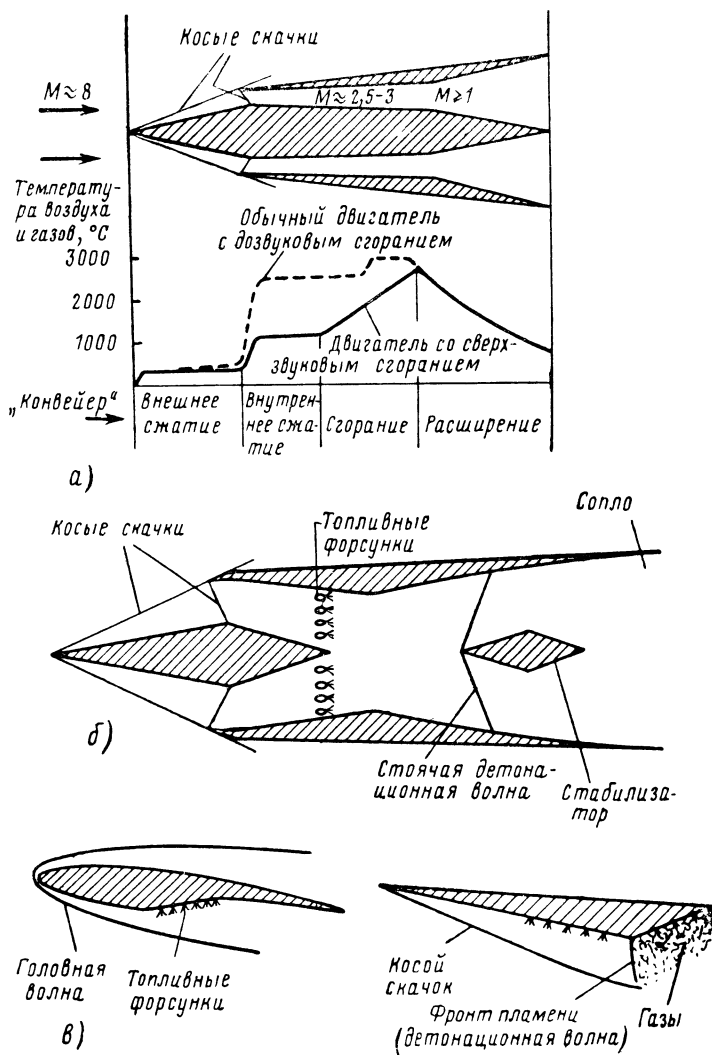


Рис. 32. Прямоточные двигатели со сверхзвуковым (детонационным) сгоранием:

а)—двигатель со сгоранием в сверхзвуковом потоке (показано изменение температуры газов в этом двигателе по сравнению с обычным); б)—двигатель со сгоранием в стоячей детонационной волне; в)—двигатели с внешним детонационным сгоранием в стоячей волне («горящее крыло»)

ширяющихся в сопле, намного выше. Впрочем, если речь идет о турбореактивном двигателе с форсажной камерой, то и этого различия нет. Кстати сказать, большой интерес в связи с высокой температурой газов представляют попытки создать так называемое аэродинамическое реактивное сопло.

В этом случае регулирование геометрии реактивной струи, т. е. изменение ее сечения и профиля, осуществляется в сопле фиксированной, неизменной геометрии путем ввода в реактивную струю воздуха. Воздух подается в таких местах, в таком количестве и с такой скоростью, чтобы его воздействие на струю приводило к заданному ее изменению. Ясно, в чем преимущество такого метода, ведь он устраняет необходимость в сложной системе механического регулирования сопла, работающей в контакте с газами очень высокой температуры. Такие сопла аэродинамического типа обладают большим будущим.

Вот и все. Как видно, сверхзвуковой прямоточный двигатель хоть и крайне прост по своей принципиальной схеме, совсем не так прост по сравнению с дозвуковым двигателем этого же типа. Если учесть наличие весьма конструктивно сложных регулируемых элементов — диффузора и сопла, а также сложных систем регулирования и других вспомогательных систем (как осуществить, например, привод в действие насоса подачи топлива, если двигатель не имеет вращающегося вала?), то следует признать, что в действительности такой двигатель совсем не будет простым, скорее наоборот. Но это, конечно, никак не уменьшает его потенциальных возможностей использования для сверхзвукового полета, его преимуществ перед другими возможными двигателями этого назначения. Эти преимущества таковы, что специалисты единодушно считают прямоточный двигатель основным двигателем авиации больших сверхзвуковых скоростей полета, примерно соответствующих числу  $M=4-6$ .

Одним из принципиальных преимуществ прямоточного двигателя перед турбореактивным является значительно большая свобода выбора его геометрических форм. Легко видеть, как это важно для конструктора летательного аппарата. Что касается турбореактивного двигателя, то его геометрия прежде всего определяется наличием вращающихся частей — компрессора и турби-

ны. Естественной формой является поэтому тело вращения, — не удивительно, что все известные турбореактивные двигатели имеют форму цилиндра.

Прямоточный двигатель не связан таким ограничением. И хотя до сих пор в основном строились двигатели, напоминающие по своим формам турбореактивные, это вовсе не обязательно; есть уже двигатели других форм. В частности, например, можно построить двигатели прямоугольного сечения, плоские, которые можно было бы разместить в крыле самолета. Можно представить себе даже крыло-двигатель, т. е. крыло, у которого вся внутренняя полость представляет собой прямоточный двигатель. Тут открываются очень интересные возможности.

Но, пожалуй, еще увлекательнее возможности совсем другого рода. Чтобы рассказать о них, нужно начать несколько издалека.

Допустим, что перед нами сверхзвуковой прямоточный двигатель прямоугольного сечения, причем двигатель без дозвукового расширяющегося диффузора, т. е. со сверхзвуковым сгоранием. Следовательно, этот двигатель состоит из прямоугольного канала примерно постоянного сечения и сопла. Сопло будем считать только расширяющимся, т. е. как бы соплом Лаваля с отрезанной от него первой сходящейся частью. Сделать это, оказывается, можно и вот почему. В цилиндрической камере сгорания газовый поток по мере его разогрева постепенно разгоняется, его скорость возрастает, причем, как показывает теория, эта скорость, если она была вначале дозвуковой, может достичь (но никоим образом не превзойти) скорость звука. Мы и считаем, что в нашем случае скорость газов на выходе из камеры сгорания равна скорости звука, отчего дальнейший разгон газов должен осуществляться уже в расширяющемся сопле.

Так вот, примем следующее, на первый взгляд, неожиданное и даже бессмысленное решение — разрежем, причем, совершенно буквально, наш двигатель пополам горизонтальной плоскостью, проходящей через геометрическую ось двигателя. Разрежем, а затем просто удалим нижнюю часть, оставив верхнюю. Возникает такой вопрос — если мы осуществим эту нашу рискованную операцию разрезки двигателя во время его работы — перестанет ли он работать?

Кажется, что такой вопрос является абсурдным. Как же, на самом деле, может работать эта верхняя половинка двигателя (впрочем, с таким же успехом можно было оставить нижнюю половину и иметь дело с ней), если вся она как бы открыта наружу, ее внутренняя поверхность непосредственно сообщается с атмосферой? Ведь в двигателе состояние воздуха должно претерпевать сильные изменения, его давление и температура не могут не отличаться значительно от атмосферных. Возможно ли это в нашем случае?

А почему бы и нет. Ведь это только на первый взгляд кажется, что различие в величине давления требует наличия каких-то твердых ограничивающих стенок.

Впрочем, это верно, но только в случае неподвижного газа, т. е. для статических условий. Совсем иное дело — движение, достаточно вспомнить уже известный нам «нулевой пост» двигательного «конвейера». Это же относится, например, к случаю крыла в полете: как известно, давление на его поверхностях отличается от атмосферного, иначе был бы невозможен сам полет. Еще проще и нагляднее вопрос о температуре — наличие неоднородностей температуры общеизвестно, достаточно вспомнить хотя бы горящую спичку.

Значит, наша половинка двигателя может работать?! Да, может. Конечно, нет необходимости для доказательства этого разрезать двигатель пополам. Можно поступить иначе: построить такой прямоточный двигатель, у которого была бы только одна ограничивающая поверхность. Но ведь такая поверхность, как легко видеть, очень напоминает по профилю обычное самолетное крыло. Может быть, есть возможность не строить специальный прямоточный двигатель, а использовать в качестве такого двигателя существующее крыло самолета?

Теоретический анализ и имеющиеся экспериментальные данные показывают, что такая возможность, действительно, есть. Крыло самолета может стать прямоточным двигателем и, в случае сверхзвукового полета, развивать тягу, необходимую для его осуществления. Для этого на нижнюю поверхность крыла нужно подавать через форсунки топливо и поджечь его. Эта поверхность как бы оденется в пламенную броню, и такое горящее крыло (понятно, что сгорание будет осуществляться в сверхзвуковом потоке) станет уже не только поддер-



живать самолет, но и мчать его с огромной скоростью. Здесь понадобятся, вероятно, особые, быстрогорящие топлива, но о топливах будет идти речь ниже, в гл. 9, специально им посвященной.

Пока еще такой прямоточный двигатель с «внешним сгоранием» только предположение, но реальная возможность его создания несомненна, в этом направлении ведутся интенсивные работы. Поскольку такой двигатель обладает определенными преимуществами по сравнению с обычным прямоточным двигателем, то можно считать столь же несомненным и его вероятное использование в авиации будущего.

Но вернемся к прямоточным двигателям более привычного типа. Каково их место в авиации сегодняшнего и завтрашнего дня?

Если речь идет о дозвуковых двигателях, то, как уже говорилось выше, их применение весьма ограничено; по существу, такие двигатели устанавливаются, да и то в небольшом числе случаев, лишь на лопастях несущих винтов вертолетов. Иное дело, сверхзвуковые прямоточные двигатели. Уже в настоящее время они получили за рубежом довольно широкое применение в качестве силовой установки беспилотных самолетов-снарядов и ракет. Так, например, по литературным данным, в США известны беспилотные ракеты «земля—воздух», т. е. истребители-перехватчики, «Бомарк» с двумя маршевыми (это значит, работающими длительно в полете) прямоточными двигателями Марквардт весом 223 кг и тягой более 5 *T* при полете с  $M=3$ , беспилотные ракеты «Навахо» с прямоточными двигателями Кертисс-Райт (тяга 18 *T* при полете с  $M=3-3,5$ , длина 3500 мм, диаметр 1200 мм) и др. В Англии существуют ракеты такого же назначения «Бладхаунд» с прямоточным двигателем «Тор» (тяга при полете у земли с  $M=3$  равна 6800 кг, длина двигателя 2400 мм, диаметр 400 мм).

Эти ракеты обладают скоростью, в 2—4 раза превосходящей звуковую. Нет сомнений, что подобное применение будут иметь сверхзвуковые прямоточные двигатели и в будущем, как на боевых ракетах, так и на беспилотных летательных аппаратах мирного назначения — почтовых, грузовых и пр.

Что касается пилотируемых самолетов, то пока еще таких самолетов в эксплуатации нет, но отдельные экс-

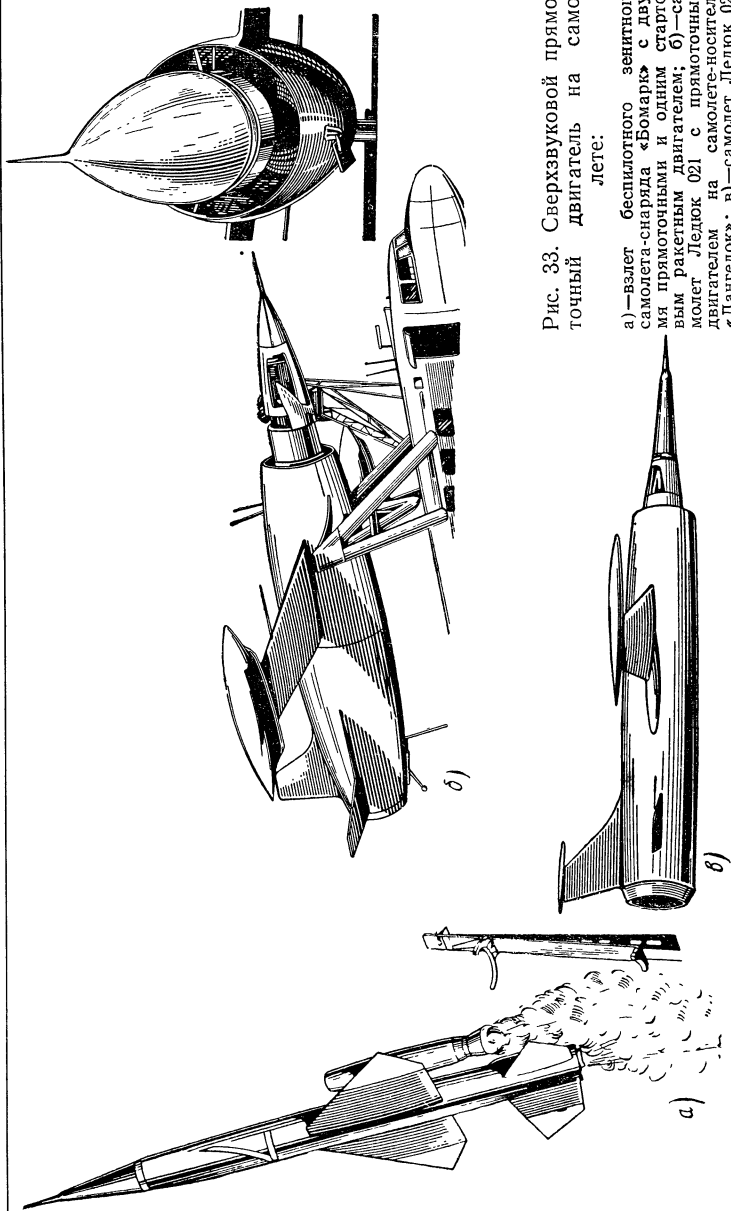


Рис. 33. Сверхзвуковой ракетный двигатель на самолете:

а) — взлет беспилотного зенитного самолета-снаряда «Бомарк» с двумя прямоточными и одним стартовым ракетным двигателями; б) — самолет Ледюк 021 с прямоточным двигателем на самолете-носителе «Лангедок»; в) — самолет Ледюк 022 в полете

периментальные образцы уже летали. Так, например, известен французский экспериментальный самолет Ледюк 021 с прямоточным двигателем, корпусом которого служил фюзеляж самолета, а в центральном теле размещалась кабина летчика. Для взлета, набора высоты и разгона этот самолет устанавливался на другом, тяжелом самолете «Лангедок», который служил, таким образом, носителем. В следующей модификации самолета, Ледюк 022, кроме летчика в центральном теле помещался и турбореактивный двигатель так, что самолет мог совершать самостоятельный взлет и разгон. В более новых французских самолетах «Гриффон» с прямоточным и турбореактивным двигателями они уже совмещены в единую комбинированную силовую установку; подобным, очень перспективным установкам посвящена гл. 8.

В будущем, по наиболее распространенному мнению ученых, прямоточный двигатель получит широкое применение в сверхзвуковой авиации, как военной, так и гражданской. Самолеты с такими двигателями (конечно, в сочетании с двигателями другого типа, поскольку прямоточные не в состоянии обеспечить самостоятельный взлет) будут летать со скоростями, в 3—6 раз превосходящими скорость звука. В этом диапазоне скоростей ни один другой двигатель не сможет конкурировать с прямоточным в отношении удельной тяги (т. е. тяги на 1 кг собственного веса) и удельного расхода топлива на 1 кг тяги. При полете со скоростью, втрое большей скорости звука, прямоточный двигатель с миделевым сечением в 1 м<sup>2</sup> в состоянии развивать тягу в десятки тонн и полезную мощность в сотни тысяч лошадиных сил при рекордно малом весе и удельном расходе топлива. Могут найти прямоточные двигатели применение и в космонавтике, в частности, на ракетах-носителях, а также для полета в атмосферах других планет, например, Марса и Венеры.

Кстати сказать, аналогичные по устройству гидрореактивные прямоточные двигатели могут найти применение в будущем и для высокоскоростного подводного транспорта. В этом случае вода должна служить одним из компонентов топлива, реагируя с другим компонентом. Ряд таких двигателей испытывался в Италии.

Однако, почему диапазон сверхзвуковых скоростей, в котором перспективно применение прямоточного двигателя, ограничен величиной  $M$ , примерно равной 6, т. е.

скоростью в 6 раз большей скорости звука? Разве при больших скоростях прямоточный двигатель уже не в состоянии работать?

Нет, дело обстоит не так. Конечно, и при более высоких скоростях прямоточный двигатель вполне в состоянии развивать тягу, необходимую для полета. В состоянии, но все же ...не может. Никакого парадокса здесь нет, просто ряд обстоятельств не позволяет реализовать потенциальные возможности прямоточного двигателя при столь больших (их называют обычно гиперзвуковыми) скоростях полета. Какие же это обстоятельства?

Вспомните, что говорилось выше о нагреве воздуха при его сжатии, о том, что при торможении воздушного потока, обладающего большой сверхзвуковой скоростью, его температура достигает многих сотен градуссв. При пятикратной скорости звука температура заторможенного воздуха может достичь почти  $1500^{\circ}\text{C}$ . Не удивительно, что с ростом скорости полета достигается такая температура воздуха, входящего в двигатель, что конструкция двигателя, материалы, из которых он изготовлен, уже не в состоянии больше выдержать такую температуру. Даже охлаждение стенок двигателя наружным воздухом, широко используемое в двигателях, например, автомобильных или авиационных, при меньших скоростях полета, тут уже помочь делу не может. На самом деле, температура наружного воздуха, омывающего стенки двигателя, будет точно такой же высокой — ведь у самой стенки этот поток заторможен! Очевидно, что имеется какая-то предельная скорость полета, при которой двигатель еще сохраняет свою работоспособность. При большей скорости он уже не может быть применен.

Но, оказывается, он не может быть применен не только при большей скорости, чем эта предельно допустимая из соображений нагрева, но даже и при существенно меньшей скорости. Секрет здесь прост. Ведь температура воздуха, поступающего в двигатель, это вовсе не максимальная рабочая температура в двигателе. В результате сгорания топлива образуются газы, температура которых обязательно выше, чем начальная температура воздуха — иначе двигатель не будет развивать тягу. Значит, ограничивать будет не температура воздуха, а температура газов, так что при данной максимальной рабочей температуре газов температура затормо-

женного воздуха, и соответственно, скорость полета должны быть еще меньше.

Итак, когда скорость полета сильно возрастает, то растет и температура воздуха, входящего в двигатель, причем с ростом скорости достигается такое ее значение, когда ограничение максимальной рабочей температуры стенок камеры сгорания и сопла двигателя вынуждает уменьшать нагрев газов в камере сгорания, т. е. подачу топлива в нее. Но это значит, что уменьшается и тяга двигателя. Выходит, что хотя при этих больших скоростях двигатель продолжает оставаться весьма экономичным, т. е. расходует относительно мало топлива на каждый килограмм развиваемой им тяги, величина самой тяги быстро уменьшается. Это делает, в конце концов, двигатель непригодным для эксплуатации. Так появляется указанный выше диапазон скоростей полета, в котором может быть эффективно применен прямоточный двигатель. При скоростях полета, превосходящих скорость звука в 6, самое большое в 7 раз, возникает невидимая «температурная граница», перешагнуть через которую прямоточный двигатель не может. Но этот двигатель — самый «скоростной» из всех известных воздушно-реактивных двигателей. Следовательно, указанная граница определяет и предел возможностей всех воздушно-реактивных двигателей. Правда, некоторые авторы рассматривают возможность использования прямоточных двигателей даже до  $M=8-10^1$ , а то и 15. Однако такие, как их называют, гиперзвуковые двигатели (термин гиперзвуковой относится к полету со скоростью, превышающей скорость звука более чем в 5 раз, когда высокая температура заторможенного воздуха уже изменяет его физико-химические свойства) требуют применения пока еще не существующих конструкционных материалов, методов охлаждения и т. п. Поэтому обычно границей скорости полета для воздушно-реактивных двигателей принято считать  $M=5-6$ .

Какому же реактивному двигателю не страшна эта граница? О нем пойдет речь в следующей главе.

---

<sup>1</sup> В частности для испытания гиперзвуковых прямоточных двигателей при  $M=8$  переоборудован известный высотный самолет X-15 (журнал «Вопросы ракетной техники», 1964, № 8) и др.

---

## ОДНА ЖИДКОСТЬ ГОРИТ В ДРУГОЙ

**Е**сли максимальная скорость полета, при которой еще может работать любой воздушно-реактивный двигатель, ограничивается свойствами воздуха (температурой его торможения), то, очевидно, двигатель, который мог бы перешагнуть через этот предел, не должен зависеть в своей работе от воздуха, не должен пользоваться им. Мы знаем двигатели, обладающие этой принципиальной особенностью; в отличие от воздушно-реактивных они носят название *ракетных двигателей*.

Известно, что именно ракетный двигатель был первым из всех реактивных двигателей, практически созданных человеком. Это была пороховая ракета, т. е. ракетный двигатель твердого топлива. Но легко видеть, что в качестве авиационного (а также для использования в космическом полете) такой двигатель мало пригоден, а при нынешнем уровне его развития и вовсе не пригоден. Это объясняется тем, что раз запущенный пороховой двигатель продолжает работать до тех пор, пока не выгорит все топливо, а также тем, что тяга двигателя практически не поддается регулированию. Понятно, что двигатель с такими свойствами не может удовлетворить авиацию и космонавтику — полет самолета или космического корабля должен быть управляемым и происходить на разных режимах. Правда, в самое последнее время достигнуты определенные успехи в области регулирования работы ракетных двигателей твердого топлива.

Существует однако ракетный двигатель другого типа, работающий не на твердом, а на жидком топливе и вполне отвечающий сложным требованиям, предъявляемым к самолетным и космическим силовым установкам. Это так называемый *жидкостный ракетный двигатель* (или ЖРД).

Но что это значит — жидкое топливо? Ведь и турбореактивный или прямоточный двигатели тоже работают на жидком топливе. В чем же здесь различие и есть ли оно вообще?

Да, такое различие существует и является настолько принципиальным, что ему стоит уделить внимание. На самом деле, топливо для турбореактивного двигателя является, конечно, жидким, но ведь для его сгорания необходим еще кислород из воздуха. Таким образом, в сгорании участвуют в этом случае два равноправных компонента, из которых только один жидкий, другой же — газообразный. В жидкостном же ракетном двигателе газообразный компонент отсутствует вовсе, в этом случае оба компонента топлива — жидкости.

Но разве возможно, чтобы одна жидкость горела в другой?

Действительно, хорошо известное всем сгорание топлива всегда происходит с участием атмосферного воздуха. Так было и тогда, когда человек впервые разжог костер. Так бывает и сейчас, всюду, где горит топливо — в печке-«буржуйке» или цилиндре двигателя внутреннего сгорания, топке парового котла или камере сгорания турбореактивного двигателя. Но единственный ли это возможный вид сгорания?

Можно проделать такой простой опыт. Бросим кусочек металлического калия или натрия в воду. Немедленно начнется бурная химическая реакция, сопровождающаяся выделением большого количества тепла, причем воздух в ней заведомо не участвует. Но, можно, возразить, это все же не сгорание, ибо нет характерного для горения факела пламени. Пусть так, можно получить и пламя. Стоит плеснуть, например, азотную кислоту на блюдце, в которое налита другая жидкость — анилин, как сейчас же блюдце будет охвачено пламенем. Что произошло? Сгорание. Но только горит здесь не жидкое топливо в воздухе, а одно жидкое топливо

в другом. Таких примеров можно привести сколько угодно.

Во многих случаях простое соприкосновение жидкостей не вызывает горения, например, если ту же азотную кислоту влить в блюдце с керосином, то пламя не появится. Достаточно, однако, поджечь эту смесь, как сгорание, раз начавшееся, будет протекать очень бурно. Что же здесь удивительного, ведь и в случае обычного



Рис. 34. Одна жидкость горит в другой

сгорания тоже требуется, как правило, воспламенение, нужна спичка. Без нее не начнется горение бензина, спирта и других обычных топлив.

Но когда одна жидкость горит в другой, то какая в какой? Какая из этих жидкостей топливо? Азотная кислота или анилин?

Когда сгорает в воздухе обычное топливо, у нас этот вопрос не возникает, хотя, по сути дела, мы с полным правом могли бы сказать, что воздух (точнее, конечно, кислород из воздуха) сгорает в бензине, а не наоборот. Ведь роль обоих этих веществ, участвующих в сгорании, одинаково важна, ни одно из них не может обойтись без другого. Тем более это верно, очевидно, в случае сгорания одной жидкости в другой, ведь здесь оба вещества, участвующих в сгорании, не различаются даже по своему агрегатному состоянию. Поэтому оба они с полным правом должны считаться топливом. Так и поступают — и азотную кислоту, и анилин, например, называют ракетным топливом, точнее говоря, *компонентами*, т. е. сос-



тавными частями этого топлива. Сочетание обоих компонентов и представляет собой ракетное топливо или топливную комбинацию.

Но хоть оба топливных компонента играют одинаково важную роль, качественно их роли, конечно, не могут не различаться. Так обстоит дело и в случае сгорания бензина в воздухе. Сгорание представляет собой химическую реакцию окисления, причем окисляется топливо (бензин), а кислород из воздуха служит окислителем. Точно так же и в случае, когда оба топливных компонента представляют собой жидкости, один из них окисляется, а другой является окислителем (это устанавливается химией по характеру изменения электронных оболочек атомов и молекул обоих реагентов). Чтобы подчеркнуть это различие, принято называть один из компонентов ракетного топлива **горючим** (оно окисляется), а другой — **окислителем**. Вот теперь уже ясно, например, что азотная кислота это окислитель, а анилин или керосин — горючее. Оба же они вместе — ракетное топливо.

Итак, если для всех воздушных-реактивных двигателей — турбореактивных, прямоточных и других, как, впрочем, и для поршневых двигателей, один компонент топлива — горючее (оно часто называется в этом случае топливом) находится на борту самолета, а другой компонент — окислитель — заимствуется из атмосферы, то в случае ракетного двигателя оба компонента должны иметься на летательном аппарате. Именно поэтому работа ракетного двигателя не зависит от атмосферы и он в состоянии работать в космическом вакууме или обеспечивать полет в атмосфере теоретически с любой, сколь угодно большой скоростью. Сжатие воздуха в таком полете уже не будет более влиять на работу двигателя, как это имеет место в случае воздушно-реактивных двигателей. Не будет, поэтому, и упомянутых в предыдущей главе ограничений, связанных с температурой — такие ограничения будут существовать лишь по отношению к оболочке и конструкции самого летательного аппарата.

Вот почему ракетный двигатель является естественным рекордсменом в отношении как уже достигнутых, так и, тем более, возможных скоростей и высот полета. Причем это вовсе не значит, что во всем возможном диапазоне скоростей, вплоть до скорости света в пустоте,

гегемоном будет один какой-нибудь тип ракетного двигателя. В борьбе за скорость полета будут использованы все возможные ракетные двигатели, каждый из них будет применяться в тех случаях, когда он дает наилучшие результаты по сравнению со всеми другими двигателями. В последующих главах мы познакомимся с некоторыми уже созданными типами ракетных двигателей, а также с теми, которые пока только исследуются. Здесь же речь пойдет только о том двигателе, которому сейчас принадлежат рекорды в отношении скорости, высоты и дальности полета — о жидкостном ракетном двигателе.

Как устроен и работает этот двигатель?

Принципиальная схема жидкостного ракетного двигателя очень проста, как и прямоточного двигателя; общее у этих двигателей и то, что они не имеют движущихся частей и обладают очень малым удельным весом (весом на 1 кг тяги). Поэтому оба с достаточным основанием называются летающими топками. Но дальше этого условного сходства (условного потому, что истинное устройство двигателя неизмеримо сложнее принципиальной схемы) общего у обоих двигателей, конечно, мало.

Мы уже знаем, что жидкостный ракетный двигатель работает на топливе, состоящем из двух различных и отдельно хранящихся жидкостей. Есть, правда, и такие двигатели, в которых топливо представляет собой одну жидкость, которая является либо смесью обоих необходимых для сгорания компонентов — горючего и окислителя, либо же не сгорает в двигателе, а выделяет тепло и образует газы в результате распада или диссоциации на более простые вещества. Однако двигатели этого типа занимают пока весьма скромное место, да, пожалуй, так будет и всегда. Поэтому мы будем иметь в виду лишь двигатели с так называемой раздельной подачей топлива.

Любой жидкостный ракетный двигатель должен включать в себя по крайней мере две обязательные части: систему подачи топлива (а иногда и систему регулирования количества подаваемого топлива) и тяговую камеру, как ее часто называют. В свою очередь, тяговая камера состоит из головки с форсунками подачи компонентов топлива, камеры сгорания и реактивного сопла. Конечно, кроме этих основных частей обычно имеются и другие, например, система зажигания или

воспламенения топлива при запуске двигателя, система охлаждения и т. п.; конструктивное выполнение двигателя может быть самым различным.

Познакомимся с устройством основных перечисленных выше частей жидкостного ракетного двигателя и протекающими в них физическими процессами.

Наш рассказ о жидкостном ракетном двигателе начнем с *тяговой камеры*, в которой протекает весь рабочий процесс двигателя. Как и всякий другой реактивный двигатель, например, турбореактивный или прямоточный, жидкостный ракетный двигатель представляет собой как бы конвейер непрерывных изменений состояния рабочего вещества, на котором работает двигатель. Только в турбореактивном или прямоточном двигателях, о которых шла речь выше, таким веществом является воздух — именно за изменением его состояния мы следили, когда рассказывали о рабочем процессе этих двигателей. На этот же раз воздуха нет и по «конвейеру» движется топливо.

Пост № 1 конвейера, с которого начинаются «злключения» топлива, расположен в головке тяговой камеры. Сюда компоненты топлива подводятся без изменения своего состояния с помощью дополнительного «конвейера» — топливной системы, о которой пойдет речь ниже.

В головку компоненты топлива поступают отдельно; первая их встреча происходит уже внутри камеры сгорания. Понятно, почему это так: подобная встреча компонентов может привести к весьма бурной реакции, место которой только в камере сгорания.

Задача головки тяговой камеры — так ввести компоненты топлива в камеру сгорания, чтобы происходящая в ней химическая реакция протекала как можно быстрее и была возможно более полной. Это значит, что в реакцию должно вступать все количество вводимых в камеру компонентов топлива, причем сама реакция должна протекать до полного высвобождения потенциальной химической энергии топлива. Для достижения этого нужно обеспечить возможно более полный контакт компонентов топлива в камере сгорания так, чтобы в идеале каждая молекула горючего встретила с молекулой окислителя. В этом и заключается основная задача головки.

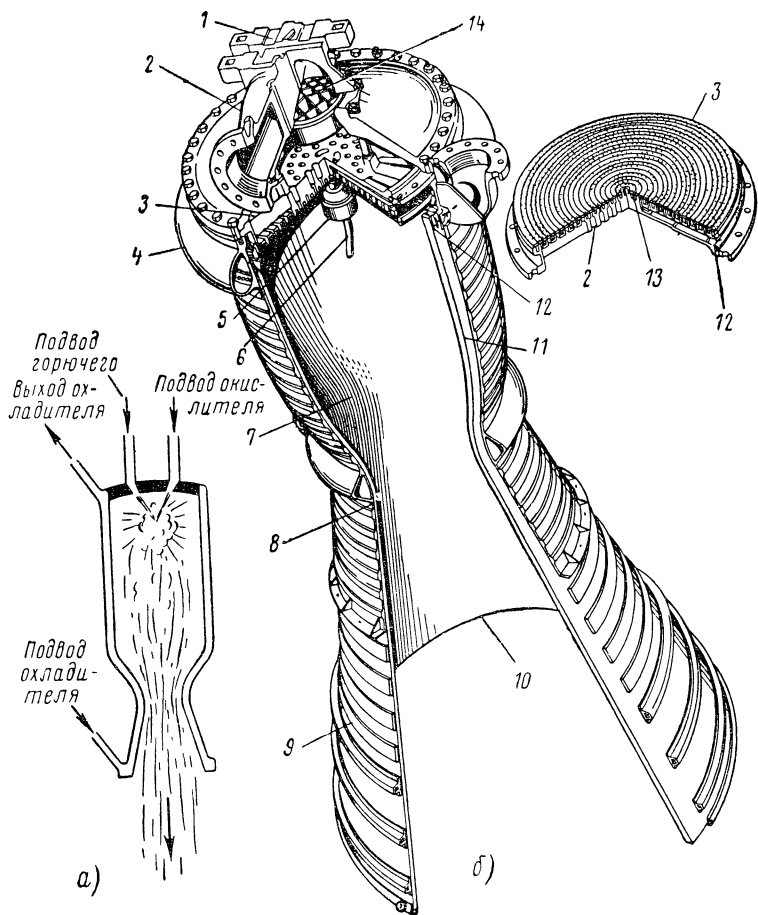


Рис. 35. Тяговая камера жидкостного ракетного двигателя:

а)—принципиальная схема; б)—конструкция камеры английского двигателя RZ-2. Тяга двигателя 62—68 Т, он работает на жидком кислороде и керосине, установлен на ракете «Блю Стрик»:

1—карданная подвеска камеры, позволяющая ее поворот для изменения направления силы тяги; 2—подвод окислителя (жидкого кислорода); 3—головка двигателя (форсуночная плита); 4—трубопровод подачи горючего (керосина); 5—пиротехнический воспламенитель; 6—электрический проводник к воспламенителю; 7—камера сгорания; 8—горловина (наименьшее сечение); 9—ребра, обеспечивающие необходимую прочность и жесткость камеры; 10—реактивное сопло; 11—стенки камеры из отдельных трубок, по которым течет охлаждающий керосин; 12—подвод горючего (керосина); 13—подвод пускового топлива (для воспламенения); 14—решетка для выпрямления потока жидкого кислорода

Эта задача очень не проста. Ведь через головку протекают каждую секунду сотни килограммов, а для наиболее мощных двигателей — даже тонны топлива, причем все это топливо нужно подготовить к сгоранию за очень короткое время и на весьма небольшом пути внутри камеры. Иначе весь «конвейер» окажется очень длинным, размеры и, следовательно, вес двигателя недопустимо возрастут.

Чтобы обеспечить тонкое перемешивание компонентов топлива в камере сгорания, в головке имеется обычно весьма большое число отверстий — форсунок, через которые производится впрыск топлива в камеру. Эти форсунки расположены вперемежку так, что вокруг каждой форсунки для окислителя расположено обычно несколько форсунок для горючего.

Наиболее выгодное расположение форсунок устанавливается в каждом отдельном случае. Иногда форсунки располагаются вдоль перемежающихся концентрических окружностей (одна окружность для окислителя, другая — для горючего), иногда они образуют различные геометрические фигуры, напоминающие калейдоскопические узоры.

В случае двигателя очень большой тяги конструкция головки, имеющей многие сотни малых отверстий — форсунок для впрыска топлива, получается весьма сложной и дорогостоящей. Поэтому понятен интерес к исследованиям головок более простого типа, всего с несколькими форсунками большого диаметра. Создание таких головок значительно облегчило бы разработку мощных двигателей.

Топливо, подаваемое форсунками в камеру сгорания, должно быть хорошо распылено, перемешано и затем испарено. Поэтому нельзя ограничиться одним лишь удачным расположением форсунок, конструктору головки приходится решать много других вопросов. Так, например, очень не просто найти правильное давление подачи топлива — ведь оно меняется в зависимости от количества топлива, протекающего через форсунку, т. е. режима работы двигателя, и может оказаться либо слишком малым, что ухудшит распыл и снизит экономичность двигателя, либо чрезмерно большим, а это приведет к увеличению потерь энергии в двигателе и поэтому снова к ухудшению его экономичности. Часто кон-

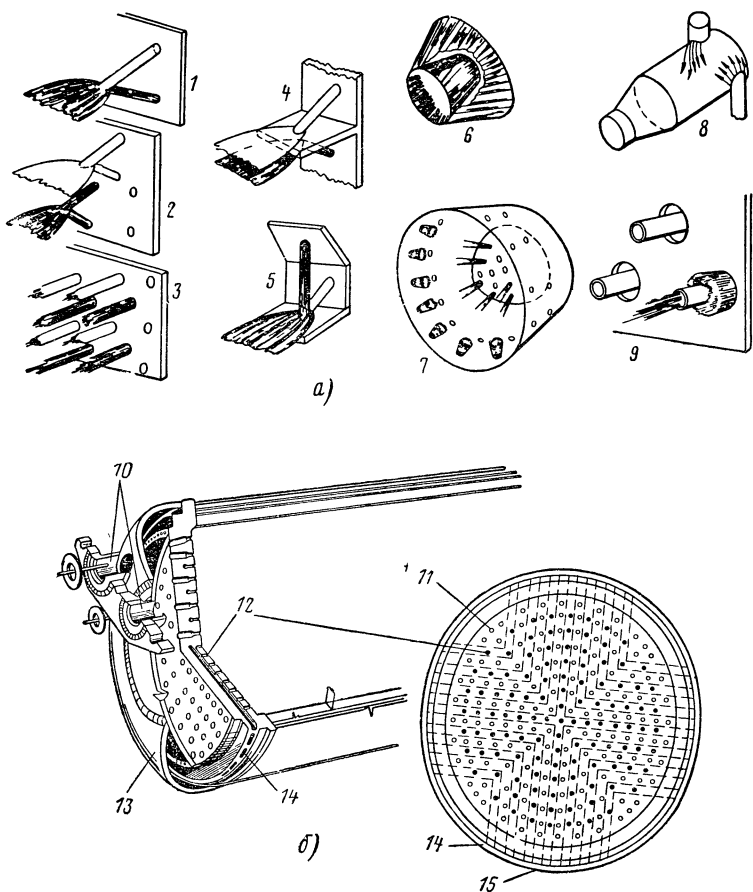


Рис. 36. Некоторые применяющиеся методы впрыска топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя (а). Головка двигателя ракеты «Ника» (США) — (б):

1—сталкивающиеся струи обоих компонентов топлива; 2—сталкивающиеся струи одного и того же компонента топлива; 3—несталкивающиеся струи (ливневая головка); 4—струи, направленные на разбрызгивающую пластину; 5—струи смешиваются на пластине; 6—струи образуют два конуса, сходящийся и расходящийся; 7—коническая «розетка» (двигатель ракеты «Фау-2») с подачей кислорода в центре и спирта по периферии; 8—подача предварительно смешанных компонентов топлива; 9—соосные струи (одна внутри другой); 10—отверстие для дозированной смеси; 11—отверстие для подвода горючего; 12—отверстие для подвода окислителя; 13—узел головки; 14—боковые отверстия для подвода окислителя; 15—дно головки (плита, вид сверху)

структор располагает форсунки так, чтобы струи топлива сталкивались и этим улучшалось их распыление — тут приходится находить наилучший угол между струями, расстояние между форсунками и др. Насколько важны все эти проблемы видно из того, что чаще всего именно удачная конструкция головки определяет успех всего двигателя.

Но вот топливо впрыснуто в камеру сгорания. Теперь надо его поджечь. При запуске двигателя для этой цели служат специальные запальные устройства, например, электрическая запальная свеча, пиротехнический запал и т. п., расположенные в самом начале следующего, т. е. второго поста двигательного «конвейера». Таким образом, как и в турбореактивном двигателе, в этом месте основного «конвейера» к нему как бы подключается другой, вспомогательный «конвейер» системы зажигания. Только в одном случае отпадает необходимость в таком вспомогательном «конвейере» — когда двигатель работает на так называемых самовоспламеняющихся топливах. Вспомните приведенный выше пример с воспламенением находящегося в блюде аналина, когда в это блюдо наливают крепкую азотную кислоту. Ясно, что при работе на таких или других подобных компонентах топлива нет нужды в специальном зажигании: компоненты топлива самовоспламеняются немедленно сразу после их контакта в камере сгорания. Кстати сказать, иногда для зажигания несамовоспламеняющихся топлив при запуске двигателя в камеру сгорания через особые форсунки впрыскиваются небольшие количества специальных самовоспламеняющихся компонентов. В результате образуется пусковое пламя, которое уже поджигает основные топливные компоненты. Такую систему зажигания называют обычно химической, в отличие от электрической или пиротехнической.

Когда двигатель уже начал работать, то для воспламенения следующих, очередных порций топлива, непрерывно впрыскиваемого в камеру сгорания, никакой специальной системы зажигания не нужно. Впрочем, как это нам уже известно, так обстоит дело и в любом газотурбинном или прямоточном двигателе — это воспламенение осуществляется постоянно существующим в камере сгорания факелом пламени.

Помните, сколько забот доставляет стабилизация пламени, т. е. обеспечение устойчивого горения в турбореактивном и прямоточном двигателях? Там для этого используются различные специальные стабилизирующие устройства — регистры. Если бы подобный регистр был необходим и в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя, то положение конструктора было бы просто отчаянным, пожалуй, даже безнадежным. Еще бы, ведь такой регистр омывался газами температурой почти вдвое большей, чем в турбореактивном двигателе, иногда достигающей и даже превышающей  $3500^{\circ}\text{C}$ .

К счастью, в этом случае нужды в регистре нет. Ведь регистр необходим только тогда, когда сгорание протекает в газовом потоке большой скорости, здесь же никакого воздушного потока нет, а скорость паров впрыснутого в камеру топлива до начала сгорания невелика. Только потом, когда в результате сгорания температура газов становится очень высокой, скорость газового потока сильно возрастает. Однако тогда уже сгорание практически заканчивается.

Но, к сожалению, этим проблемы, связанные со стабилизацией сгорания в жидкостном ракетном двигателе, не исчерпываются. Очень часто в камере сгорания двигателя возникают в ходе процесса горения пульсации, колебания давления горячего газового потока. Иногда эти пульсации становятся весьма сильными, что приводит к существенному ухудшению всей работы двигателя. Вредные последствия такого, как его обычно называют, вибрационного горения могут быть самыми разными, от уменьшения тяги и ухудшения экономичности работы двигателя до возникновения местных перегревов и даже прогаров или выхода двигателя из строя по другим причинам, связанным со значительными вибрационными нагрузками в его конструкции. Особенно сильны и опасны пульсации в мощных двигателях больших размеров.

Исследования, как теоретические, так и экспериментальные, показывают, что причины появления интенсивных пульсаций, как и их частота, могут быть различными. Иногда они возникают в результате колебаний в системе подачи топлива в двигатель (эти обычно низкочастотные колебания изменяют также и количество сгорающего топлива), иногда носят акустический характер,



т. е. напоминают колебания, возникающие, например, в органной трубе (эти высокочастотные пульсации обычно наиболее опасны), иногда же они связаны с особенностями самого сгорания.

Необычно высокие температуры газов в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя приводят еще к одному своеобразному отличию процесса сгорания в этом двигателе от сгорания в любом воздушно-реактивном двигателе. Известно, что когда температура каких-либо газов становится очень высокой, то молекулы этих газов перестают быть устойчивыми. Атомы, составляющие молекулы, начинают колебаться внутри них так сильно, что в конце концов разрываются внутримолекулярные связи, и молекула распадается. Этот процесс, носящий название диссоциации, характерен именно для жидкостного ракетного двигателя, ибо в турбореактивном и даже прямоточном температура газов недостаточно высока для того, чтобы диссоциация стала заметной, хотя она начинается и там. Поскольку процесс диссоциации, происходящий в камере сгорания, связан с расщеплением молекул продуктов сгорания на более простые (например, исходные реагенты), то он неизбежно ведет к потере химической энергии и соответственному снижению температуры образующихся при реакции газов. Действительно, при наличии диссоциации температура газов всегда меньше, чем без нее. Поэтому, например, увеличение давления в камере сгорания ведет в этих случаях к увеличению и температуры газов, поскольку, как легко видеть, с ростом давления диссоциация затрудняется, молекулы становятся как бы более прочными. Можно было бы думать, в связи с этим, что явление диссоциации весьма вредно сказывается на работе двигателя, уменьшая при той же затрате топлива скорость истечения и, следовательно, тягу (скорость истечения, как об этом уже упоминалось выше, пропорциональна корню квадратному из температуры газов). К счастью, однако, дело обстоит не совсем так, поскольку в дело вмешивается следующий, третий пост «конвейера» — реактивное сопло двигателя.

Поскольку в камере сгорания происходит процесс преобразования химической энергии топлива в тепловую, то задачей замыкающего «конвейер» реактивного сопла должно быть, очевидно, преобразование тепловой

энергии в кинетическую энергию реактивной струи, как это имеет место и в любом другом реактивном двигателе. Справедливости ради надо отметить, что частично это преобразование также происходит в камере сгорания, ибо и там в ходе сгорания по мере увеличения температуры и объема газов их скорость возрастает. Однако, как показывает теория, в камере сгорания цилиндрической формы скорость газов может увеличиваться лишь до определенного предела, именно до скорости звука в газах. Поскольку скорость истечения газов из сопла жидкостного ракетного двигателя в несколько раз превышает скорость звука, а кинетическая энергия, как известно, пропорциональна *квадрату скорости*, то, как легко видеть, доля тепловой энергии, переходящей в кинетическую в самой камере сгорания очень невелика по сравнению с таким же переходом в сопле.

Как мы уже знаем, для того, чтобы разогнать газовый поток до сверхзвуковой скорости, сопло должно иметь форму сходящегося-расходящегося канала, характерную для сопла Лавала. Такую форму и имеют сопла большинства построенных жидкостных ракетных двигателей, причем сходящаяся часть сопла обычно очень невелика по сравнению с расходящейся. Не удивительно, ведь уже на выходе из камеры сгорания скорость газового потока очень близка к звуковой; если бы она равнялась ей, то вообще сходящаяся часть сопла отсутствовала и цилиндрическая камера сгорания сразу переходила в расширяющееся коническое сопло.

Кстати сказать, о том, что из двигателя вытекает сверхзвуковая струя, можно судить не только по форме сопла. Характерной особенностью сверхзвуковой реактивной струи, все равно, относится ли это к жидкостному ракетному, турбореактивному или любому другому реактивному двигателю, является ее неоднородное строение. В отличие от дозвуковой струи в сверхзвуковой всегда можно видеть перемежающиеся ярко светящиеся и более темные пятна, своеобразный огненный пунктир. Его происхождение связано с распространением в сверхзвуковой струе сильных волн давления и разрежения — в зонах повышенного давления повышается и температура газов, отчего они начинают ярче светиться.

Разгон газов в сопле сопровождается их расширением с соответственным уменьшением давления и темпера-

туры. Но охлаждение газов неизбежно связано с процессом обратного воссоединения молекул, диссоциировавших в камере сгорания; этот процесс обычно называют рекомбинацией. Затраченная на диссоциацию тепловая энергия таким образом выделяется в сопле снова. Однако это вовсе не значит, что устраняются потери энергии, связанные с диссоциацией. Прежде всего, рекомбинация молекул в сопле происходит вовсе не до конца — темпе-

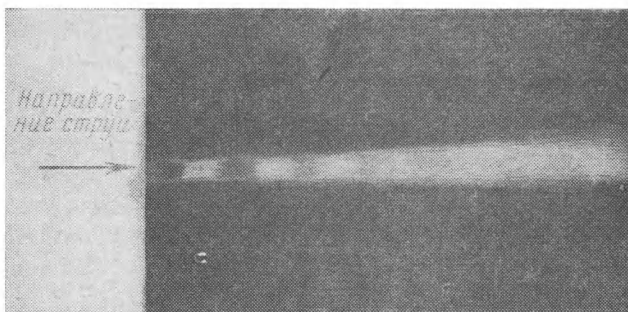


Рис. 37. В сверхзвуковой реактивной струе чередуются зоны с большим и меньшим свечением; этот огненный пунктир — характерная особенность сверхзвукового двигателя

ратура газов в сопле все еще весьма высока. Кроме того, этот процесс требует некоторого, пусть и небольшого времени, а скорость движения газов в сопле так велика, что молекулы находятся в сопле уж очень короткое время. Вот почему истинное расширение в сопле носит как бы промежуточный характер между двумя граничными случаями: когда рекомбинация успевает осуществиться полностью (конечно, в соответствии с температурным уровнем) и когда она не происходит вовсе. Легко видеть, что первый случай истечения через сопло (его называют равновесным истечением — в каждом сечении сопла рекомбинация в точности соответствует температуре газов) энергетически выгоднее второго (его называют «замороженным» — состав газа в сопле при этом не изменяется). Действительно, ведь во втором случае энергия диссоциации так и не выделяется.

Но, оказывается, вмешательство поста № 3, не позволяющее диссоциации катастрофически ухудшить рабо-

ту двигателя, не ограничивается явлением рекомбинации. Дело в том, что скорость истечения зависит не только от температуры газов, но и от их молекулярного веса. Причем особенностью процесса истечения газов через реактивное сопло является то, что величина скорости истечения оказывается зависящей от отношения обеих этих величин — температуры и молекулярного веса (точнее, она пропорциональна корню квадратному из этого отношения). Но легко видеть, что диссоциация, уменьшающая температуру газов, одновременно уменьшает и их молекулярный вес: ведь диссоциация и есть процесс расщепления сложных и массивных молекул на более простые и легкие. Поэтому-то в результате диссоциации скорость истечения если и уменьшается, то незначительно. В поршневых двигателях, например, где диссоциация менее значительна, ее вредное действие может оказаться более существенным.

От того, насколько удачно спроектировано сопло, во многом зависит эффективность всего двигателя, ибо в сопле, как указывалось выше, происходит один из важнейших рабочих процессов двигателя. К счастью, разгон и расширение газов практически осуществить несравненно проще, чем сжатие и торможение.

Никаких принципиальных трудностей, например, связанных с проектированием сверхзвуковых воздухозаборников, при создании сопла жидкостного ракетного двигателя не возникает. Приходится следить лишь за тем, чтобы сечения сопла (наименьшее в горловине и наибольшее выходное) были оптимальными по величине, чтобы стенки сопла внутри были достаточно гладкими, а его контуры обеспечивали минимальную длину сопла и наиболее плавное расширение потока. Это значит, что в потоке внутри сопла не должны возникать завихрения, а на выходе из сопла скорости всех частиц газа должны иметь одинаковое направление, иначе тяга двигателя уменьшится. Понятно, что конструктор стремится решить эти задачи с помощью сопла наименьшей возможной длины и веса, ибо вес сопла составляет весьма значительную часть, иногда порядка  $1/3$  общего веса двигателя.

Однако дело меняется радикальнейшим образом, если величину тяги двигателя нужно изменять или если двигатель работает в большом диапазоне высот полета и, следовательно, с сильно меняющимся давлением на вы-

ходе из сопла, что всегда может иметь место, например, в случае установки двигателя на самолете или космическом летательном аппарате. Чтобы, допустим, тяга двигателя уменьшилась, нужно уменьшить количество газов, вытекающих из двигателя через сопло, т. е. очевидно, уменьшить подачу топлива в камеру сгорания двигателя. Легко видеть, что при этом неизбежно уменьшится и давление газов в камере сгорания, потому, что проходное сечение горловины сопла остается одним и тем же. Ведь скорость газового потока в горловине сопла при изменении расхода газов через него не изменяется, она по-прежнему остается равной скорости звука. Следовательно, уменьшение расхода может быть получено только в результате уменьшения плотности газового потока, т. е. уменьшения его давления. Но уменьшение давления перед соплом меняет весь режим его работы, делает его, как говорят, нерасчетным, в частности, в выходном сечении сопла давление газов тоже уменьшится (оно всегда меньше давления перед соплом в строго определенное число раз, соответствующее степени расширения сопла). Это так называемое перерасширение газов всегда ухудшает экономичность работы сопла и всего двигателя, т. е. приводит к увеличению расхода топлива на 1 кг тяги. То же происходит и при увеличении давления в камере сгорания двигателя выше того, на которое рассчитано сопло. В этом нерасчетном случае сопло начинает работать с так называемым недорасширением, т. е. при увеличенном давлении в выходном сечении, что тоже увеличивает удельный расход топлива.

Аналогичные нерасчетные режимы возникнут и при значительном изменении атмосферного давления, т. е. высоты полета. Когда высота возрастает, то сопло работает с недорасширением, когда она уменьшается, то с перерасширением.

Очевидно, такого ухудшения не было бы, если изменения тяги можно было бы достичь при неизменном давлении в камере сгорания, а при изменении высоты полета соответственно изменялось и давление в выходном сечении сопла. Но это требует изменения проходного сечения горловины сопла и его выходного сечения. Но создание такого сопла еще сложнее, чем для турбореактивного или прямоточного двигателей, ведь температура газов в сопле в этом случае несравненно больше!

Не удивительно, что несмотря на многочисленные изобретательские предложения и запатентованные конструкции, ни одного находящегося в эксплуатации двигателя с подобным соплом за рубежом пока нет. Зато в последнее время за рубежом появились двигатели с соплами, существенно отличающимися по устройству от обычных сопел Лавала. Считается, что эти сопла об-

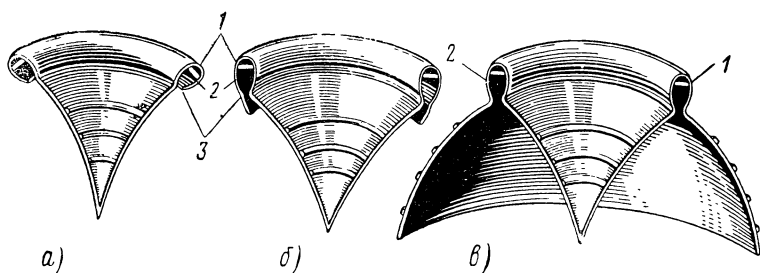


Рис. 38. Схемы сопел с центральным телом:

а) — полностью внешнее расширение газов; б) — частично внутреннее, частично внешнее расширение; в) — полностью внутреннее расширение.  
1 — головка двигателя; 2 — камера сгорания; 3 — горловина сопла

ладают несомненными преимуществами и перспективами дальнейшего применения и усовершенствования. В частности, они позволяют улучшить работу двигателя на нерасчетных режимах, упрощают возможность создания так называемых связок двигателей — сочетание нескольких тяговых камер для увеличения тяги (о таких связках мы расскажем подробнее ниже), приводят к уменьшению веса и упрощению конструкции двигателя в связи с тем, что их длина может быть уменьшена почти наполовину по сравнению с обычными соплами.

Эти новые сопла отличаются тем, что они по существу не являются... соплами в обычном смысле слова, т. е. каналами или трубами, в которых происходит расширение и разгон газов. Это звучит парадоксально, но мы сейчас увидим, что принцип, на котором построена работа подобных сопел, нам уже знаком.

Новые сопла называют иногда соплами с центральным телом (правда, возможны и такие сопла с центральным телом, у которых внешние стенки сопла имеются, т. е. они все же представляют собой трубу). Действитель-

но, по оси этого сопла расположено особое тело, обычно конической или близкой к ней формы, в виде конуса, часто усеченного, с вершиной по потоку (в некоторых типах подобных сопел центральное тело напоминает скорее гриб). Основание конуса расположено как раз там, где положено быть горловине сопла, так что сечение горловины становится в этом случае кольцевым.

Мало того, и вся камера сгорания также приобретает кольцевую форму, в виде бублика или тора, расположенного вокруг горловины. Конечно, диаметр горловины приходится при этом соответственно увеличивать, ведь теперь газы текут только через узкую кольцевую щель. Эта щель выполнена так, что газовые струи направлены не только вдоль, но и к оси сопла. Они обтекают центральный корпус, образуя в пространстве огненный газовый факел, причем его внешние очертания повторяют контуры... сопла Лаваля! Выходит, что это расширяющееся сопло все же существует, но только без внешних стенок, ограничивающих газовый поток. Мы до сих пор знали о таких невидимых стенках, возникающих в атмосфере перед воздухозаборником турбореактивного или прямоточного двигателя. Теперь мы встречаемся (о них упоминалось и раньше в связи с проблемой аэродинамического сопла) с подобными невидимыми стенками, созданными уже за двигателем и на этот раз по воле ученого и конструктора, использующих законы природы. Так получается сопло с полностью внешним расширением, хотя могут быть созданы подобные же сопла со смешанным — наполовину внешним, наполовину обычным внутренним расширением.

Опыт показал, что сопла с центральным телом обладают высокой экономичностью, т. е. вызывают очень малые потери энергии. Вместе с тем, они сами, без какого-либо специального регулирующего механизма, довольно хорошо приспособляются к нерасчетным условиям работы двигателя. При установке ряда отдельных сегментных камер сгорания по кольцу можно изменять подачу топлива в отдельные камеры так, чтобы нарушилась симметрия реактивной струи и она поворачивалась на некоторый угол, что очень важно для управления полетом ракеты. Регулирование площади проходного сечения горловины в этом случае при желании осуществить также менее сложно, достаточно перемещать центральное тело

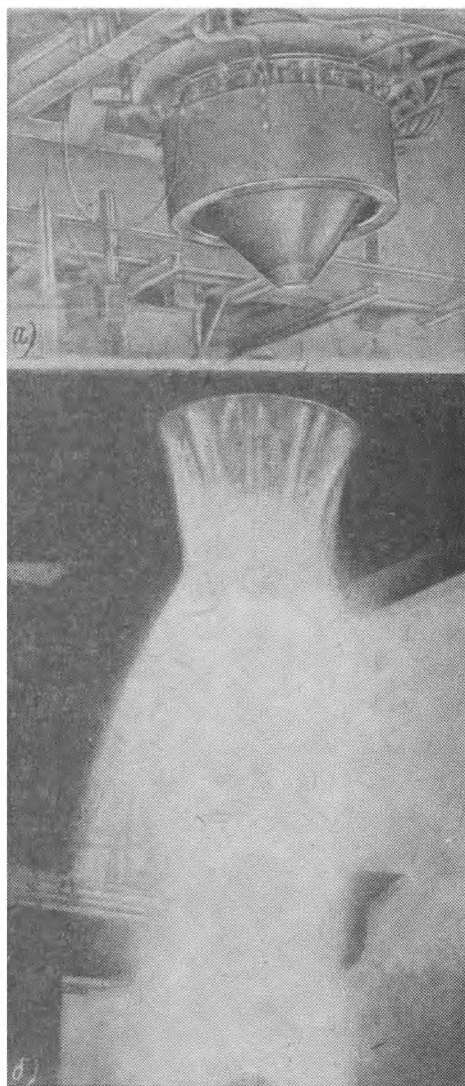
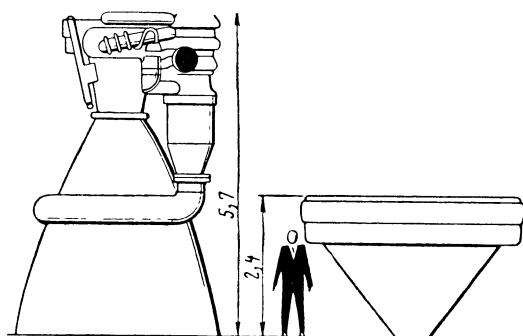


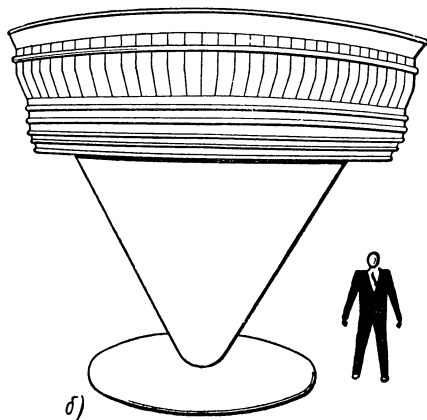
Рис. 39. Жид-  
костный ракет-  
ный двигатель  
тягой более  
22  $T$ , имеющий  
сопло с цент-  
ральным телом  
(США):

а) — двигатель на  
испытательном  
стенде; б) — огне-  
вые испытания  
двигателя





a)



б)

Рис. 40. Сопло с центральным телом радикально меняет внешний вид жидкостного ракетного двигателя:

а)—рисунки внешнего вида обычного двигателя (слева) и двигателя, имеющего сопло с центральным телом при одинаковой тяге (порядка 450 т); б)—фотография полноразмерного макета двигателя, имеющего сопло с центральным телом, тягой примерно 1100 т, разработанного в США. Двигатель имеет 13 отдельных небольших камер сгорания, расположенных по кольцу (сегментных). Высота двигателя 4,6 м, диаметр 3,5 м

вдоль оси двигателя. Правда, условия работы этого тела совсем не просты, но ракетная техника способна справиться и с этой трудностью. Предполагается, что сопла с центральным телом найдут широкое применение в будущем, в особенности для двигателей очень большой тяги. Кстати сказать, этот принцип может быть использован и даже уже используется и для сопел сверхзвуковых турбореактивных двигателей.

Чтобы закончить наш рассказ о тяговой камере жидкостного ракетного двигателя, обязательно нужно сказать о важнейшей проблеме, возникающей при ее конструировании, именно, об охлаждении. На самом деле, мы уже знаем, что скорость движения газов относительно стенок камеры может в несколько раз превосходить скорость звука, а давление и температура газов достигать, соответственно, десятков атмосфер и более  $3000^{\circ}\text{C}$ . Легко представить себе, какие огромные тепловые потоки должны течь от газов к стенкам камеры, если учесть, что температура самих стенок не должна превосходить нескольких сот градусов, в худшем случае, никак не выше  $1000^{\circ}\text{C}$ . Ведь при подобной температуре любой металл настолько теряет свою прочность, что не в состоянии выдерживать значительных напряжений, возникающих в стенках камеры.

Очевидно, что эти огромные тепловые потоки нужно отводить от стенок, иначе последние за короткие мгновения расплавятся и двигатель выйдет из строя. Вот для этого-то и служит система охлаждения. Одним из наиболее часто применяющихся методов охлаждения и, кстати, одним из наиболее старых — он предложен еще изобретателем жидкостного ракетного двигателя К. Э. Циолковским — является метод так называемого *регенеративного охлаждения*. Термин «регенерация» означает восстановление и он раскрывает суть этого метода охлаждения, заключающегося в том, чтобы восстановить, т. е. повторно использовать, снова ввести в газовый поток, вытекающий из двигателя, то тепло, которое газы отдали стенкам. Понятно, что такое восстановление потерянной энергии улучшает экономичность двигателя. Но популярность регенеративного охлаждения объясняется не столько этим, сколько относительной конструктивной простотой.

Чтобы осуществить регенеративное охлаждение, один из компонентов топлива до впрыска его в камеру сгора-

ния омывает снаружи стенки тяговой камеры (обычно камера сгорания и сопло выполняются заодно). Для этого стенки делаются двойными, т. е. снабжаются, как говорят, рубашкой — в зазоре между стенками и рубашкой, обычно по специальным каналам, и течет охлаждающая жидкость. Потом эта уже нагретая жидкость впрыскивается в камеру сгорания — вот почему полученное ею тепло охлаждения не теряется. Но, конечно, это только схема, в действительности же дело обстоит далеко не так просто. Так, например, не легко решить, каким должен быть зазор для прохода охлаждающей жидкости. Ведь если зазор велик, то жидкость течет медленнее и охлаждение ухудшается, стенки перегреваются. Если же зазор чрезмерно мал, то скорость увеличивается, но растет потребное давление для прокачки жидкости через зазор; понятно, что и это невыгодно. В идеальном случае проходное сечение для охлаждающей жидкости в этом зазоре должно быть переменным на разных участках в зависимости от того, каков тепловой поток от газов через стенки на этом участке. В частности, например, у горловины сопла, где тепловой поток максимален, зазор должен был бы быть минимальным.

Вот один из конструктивных методов, широко используемый за рубежом. Корпус тяговой камеры не вытачивается за одно целое и не сваривается из отдельных частей, а составляется из множества тонких металлических трубок, расположенных тесно одна с другой вдоль двигателя и сваренных между собой для получения монолитной конструкции. При этом трубки изгибаются по длине для придания должных очертаний камере сгорания и сопла, а также сплющиваются для уменьшения ширины в узких сечениях, в частности, у горловины сопла. Так достигается приближение к наивыгоднейшей форме.

Однако, несмотря на все эти ухищрения, регенеративная система охлаждения оказывается не в состоянии справиться с колоссальными тепловыми потоками, которыми характеризуются современные мощные двигатели. Приходится поэтому использовать и другие методы охлаждения, обычно совместно с регенеративным. Например, применяется так называемое пленочное охлаждение, при котором в стенках тяговой камеры высверливается большое число малых отверстий, через которые внутрь камеры под давлением подается охлаждающая

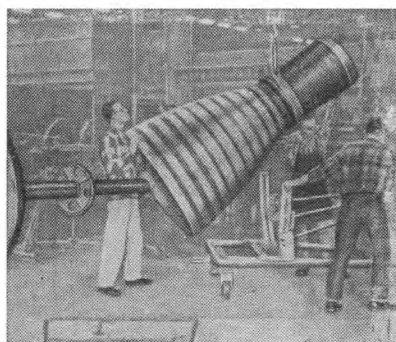
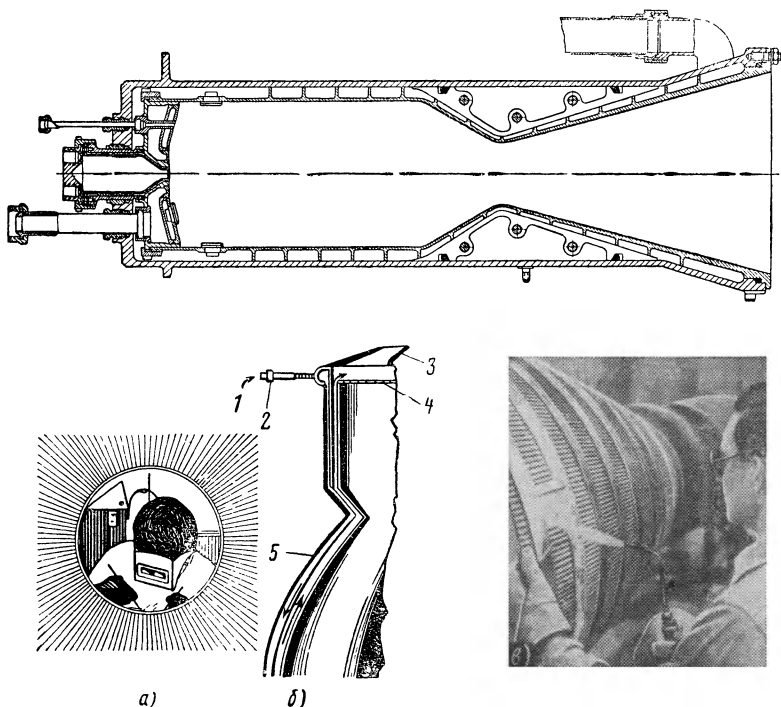


Рис. 41. Охлаждение тяговой камеры — одна из основных трудностей создания жидкостного ракетного двигателя.

Сверху — разрез тяговой камеры английского двигателя с регенеративным охлаждением (в сечении показаны спиральные каналы для прохода охлаждающего топлива). Остальные рисунки показывают тяговую камеру, изготовленную из трубок, по которым течет охлаждающая жидкость (горючее)

а) — сварка трубок двигателя ракеты «Титан» (вид через сопло), б) — схематическое сечение камеры, в) — пайка трубок двигателя ракеты «Тор», г) — внешний вид этой камеры.

1 — подача горючего; 2 — клапан подачи горючего; 3 — головка подачи двигателя; 4 — форсунки впрыска топлива; 5 — трубки

жидкость. Эта жидкость тонким слоем покрывает изнутри стенки, защищая их таким образом от воздействия раскаленных газов. Температура стенок в результате уменьшается, но зато увеличивается расход топлива, ибо не все количество охлаждающей жидкости (а ведь это топливо!) успевает сгореть в двигателе. Пленочное охлаждение обладает и другими недостатками.

Развитием идеи пленочного охлаждения является метод охлаждения, получивший название проникающего. Другое встречающееся в литературе название того же метода — «охлаждение выпотеванием» — раскрывает его суть. В этом случае отверстия для ввода внутрь охлаждающей жидкости, как это делается при пленочном охлаждении, не сверлятся. Вместо них в стенках образуются мириады ничтожно малых, микроскопических отверстий путем использования методов порошковой металлургии, т. е. изготовления стенок спеканием из зерен металла. Через эти микропоры и продавливается охлаждающая жидкость так, что вся внутренняя поверхность стенок покрывается ее микроскопическими каплями и слоем пара — как бы «потеет». Этот способ охлаждения обеспечивает наименьшую температуру стенок, но требует еще дальнейшего усовершенствования. В частности, методом спекания удастся достаточно надежно изготавливать лишь сравнительно небольшие поверхности, например, стенки сопла у его горловины.

В заключение следует упомянуть и о такой возможности, как создание вовсе не охлаждаемых тяговых камер — экспериментальные двигатели подобного рода создаются за рубежом. Конечно, такие двигатели пригодны лишь для относительно кратковременного и, обычно, одноразового действия, что характерно для ракет. В этом случае стенки тяговой камеры покрываются изнутри особым веществом, обычно, керамическим, которое при работе двигателя постепенно расплавляется и испаряется, защищая стенки от непосредственного воздействия газов. Подобное, как его называют, абляционное охлаждение применяется как с металлическими стенками камеры, так и с пластмассовыми, в частности из армированного стекловолокна. Однако подобные неохлаждаемые камеры гораздо чаще применяются в двигателях твердого топлива, где о них будет сказано подробнее. Преимущества абляционного охлаждения ясны — это простота и малый

вес (в одном двигателе тягой 1500 кг вес камеры равен всего 13,5 кг); изменение проходного сечения горловины сопла из-за удаления со стенок части защитного вещества в процессе работы может быть заранее учтено. Иногда такое же абляционное покрытие совмещают с обычным регенеративным охлаждением.

Несколько особняком в этой же связи стоит неохлаждаемая тяговая камера из... прозрачного материала. Как

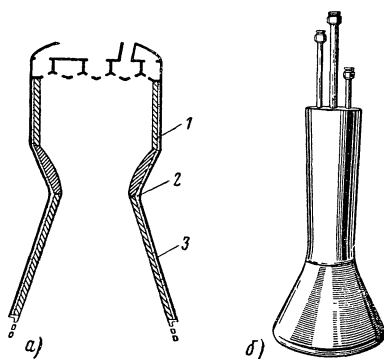


Рис. 42. Стенки тяговой камеры могут быть и неохлаждаемыми, если продолжительность работы двигателя невелика и применяется абляционное (т. е. расходуемое) или керамическое покрытие:

а) — схема тяговой камеры с керамическим жароупорным покрытием изнутри; б) — внешний вид тяговой камеры, образованной намоткой из пропитанного пластмассой стекловолокна. Камера двигателя тягой 1000 кг не охлаждается, имеет изнутри абляционное покрытие, двигатель работал более 4 мин.

1 — керамическая облицовка; 2 — керамический клей; 3 — металлический корпус

полагают авторы, предложившие такую камеру в США, температура ее стенок будет гораздо ниже, чем в обычных неохлаждаемых камерах, в связи с тем, что они пропускают тепловое излучение пламени и газов.

Из всех других элементов и систем жидкостного ракетного двигателя, кроме его тяговой камеры, мы здесь расскажем лишь о топливной системе, т. е. системе подачи топлива в камеру сгорания двигателя. Как уже говорилось выше, горючее и окислитель хранятся на ракете или самолете в отдельных баках и должны быть поданы из них в строго определенных количествах в тяговую камеру, точнее, к ее головке. Как осуществить эту подачу?

Здесь возможны разные методы. Наиболее проста так называемая вытеснительная система подачи. Как показывает само название, она заключается в том, что в топливных баках создается повышенное давление, которое и вытесняет топливо из баков так, что оно подается в головку двигателя. Повышенное давление в баках может быть создано, например, с помощью какого-нибудь сжатого инертного газа, допустим, азота или гелия, поступающего в баки из баллонов, где он хранится. Простота такой системы очевидна, но очевидны и ее недостатки. Действительно, поскольку в баках создается повышенное давление, то они должны быть достаточно прочными и потому массивными. Если двигатель мощный, то баки велики по размерам и тогда вытеснительная система подачи топлива становится просто непригодной: она чрезмерно увеличивает вес всей силовой установки.

Очевидно, что в случае мощных двигателей топливные баки не должны иметь внутри повышенного давления, должны быть, как говорят, разгруженными. Но тогда необходимое давление подачи топлива должно создаваться уже вне баков, по пути топлива в двигатель. Для этой цели служат специальные насосы, например, центробежные, т. е. представляющие собой крыльчатки-колеса с лопатками, вращающиеся в корпусе. Привод во вращение насосов осуществляется, как правило, специальной турбиной, работающей либо на газах, отводимых из тяговой камеры двигателя, либо же на газовой или газопаровой смеси, образующейся в особом устройстве — газогенераторе. Весь же узел насосов с турбиной носит название турбонасосного агрегата (или ТНА).

Турбонасосные агрегаты имеют большинство известных современных мощных жидкостных ракетных двигателей. Эти агрегаты играют настолько важную роль в работе всего двигателя и настолько, в общем, сложны по конструкции, что часто встречающееся в научно-популярной литературе упоминание о том, что жидкостный ракетный двигатель весьма прост по устройству и, в частности, не имеет ни одной движущейся части, по существу, теряет всякий смысл.

Кстати сказать, значительная сложность турбонасосного агрегата, особенно для двигателей очень большой тяги, устанавливаемых на космических ракетах-носителях, заставляет иной раз конструктора возвращаться





к мысли о предельно простой, хотя и более тяжелой вытеснительной системе. Когда простота, малая стоимость и, в особенности, надежность начинают играть решающую роль, что характерно для космических ракет, то некоторое увеличение веса может отступить на второй план, тем более, что на больших высотах необходимое давление в топливных баках невелико. Другой путь упрощения системы подачи топлива может быть связан с использованием топливных насосов струйного типа без вращающихся крыльчаток и других движущихся частей. В этом случае топливо подсасывается из бака струей жидкости или газа высокой скорости. Это только отдельные примеры творческих поисков конструкторов ракетных двигателей, в особенности, сверхмощных, какие теперь появляются на вооружении космической техники.

Мы не станем здесь касаться многочисленных тонкостей в работе системы подачи топлива. Упомянем лишь об одной проблеме, связанной с регулированием количеств обоих компонентов топлива, подаваемых в камеру сгорания. Что такое регулирование абсолютно необходимо в случае самолетных двигателей очевидно, ибо тяга этих двигателей должна регулироваться в весьма широком диапазоне. Но даже при установке двигателя на ракете, когда тяга не изменяется, проблема регулирования подачи топлива все же не отпадает.

Не отпадает она хотя бы потому, что соотношение количеств подаваемых компонентов должно быть строго определенным. Достаточно немного изменить величину этого соотношения по сравнению с оптимальной, как сейчас же резко изменится скорость, приобретаемая ракетой, и дальность ее полета. Это естественно, ибо только одному единственному составу смеси (т. е. весовому отношению компонентов топлива) отвечает наиболее эффективная работа двигателя — наибольшая тяга на каждый килограмм сгорающего топлива. Но дело не только в этом, это не единственная причина.

Вторая причина связана с пуском двигателя. Нужно заметить, что пуск — не только весьма ответственный и трудный, но и, пожалуй, наиболее опасный момент в эксплуатации двигателя. Легко понять, почему. Ведь жидкостный ракетный двигатель работает на топливе, которое не просто выделяет большое количество тепла при сгорании, но и характеризуется исключительно боль-

шой скоростью сгорания. По существу, это настоящий жидкий порох. В мощных двигателях через камеру сгорания каждую секунду протекают сотни килограммов, тонны этого жидкого пороха. Представьте себе, что на мгновение сгорание топлива в двигателе прекратилось и негоревшее топливо накапливается в камере. Что произойдет, если почти сразу же сгорание снова возобновится? Очевидно, повторное воспламенение будет представлять собой одновременный взрыв большого количества топлива, взрыв, имеющий катастрофические последствия.

Сколько раз в прошлом запуск двигателя заканчивался именно этим! Достаточно вспомнить, хотя бы, многочисленные катастрофы при пуске ракет «Фау-2» в конце войны или, уже совсем недавно, взрывы на мысе Кеннеди, с которого запускаются американские ракеты.

Но то же самое произойдет, если при запуске двигателя топливо будет поступать в камеру, а воспламенение его чуть-чуть запоздает. Чтобы не произошло взрыва, очень важно обеспечить подачу компонентов топлива в строго определенной последовательности (кстати сказать, не одной и той же для разных топлив), т. е. сначала один, а затем другой, и притом в относительно малых количествах. Вот почему при пуске ракеты вначале тяга двигателя намного меньше полной — двигатель работает, но ракета стоит на месте. Только потом двигатель выходит, как говорят, на расчетный режим — ракета сначала медленно отрывается от пускового стола, а затем все быстрее уносится ввысь. Вот это-то обеспечение нужной последовательности подачи компонентов топлива при запуске двигателя, а также нужного количества подаваемых компонентов и является задачей системы регулирования. Возлагаются на нее и другие обязанности, например, связанные с остановкой двигателя (и это не так уж просто). Не удивительно, что система регулирования современных жидкостных ракетных двигателей, в особенности мощных, оказывается весьма сложной, с большим числом чувствительных элементов — датчиков, командных приборов, исполнительных механизмов, различных реле, клапанов и т. п. Широко применяются в системах регулирования элементы радиоэлектроники, телемеханики, кибернетики. Как все это далеко от представлений о необычной простоте жидкостного ракетного двигателя!

Мы говорили до сих пор о рабочем процессе жидкостного ракетного двигателя, его устройстве, конструкции отдельных составных частей. Но каковы его возможности, области применения, место в семействе реактивных двигателей?

Об одной характерной особенности жидкостного ракетного двигателя, определяющей ответы на эти вопросы, мы уже говорили выше — он способен работать на любых высотах и вне атмосферы, а также при любой возможной скорости полета. Эта особенность является следствием того, что такой двигатель не использует для своей работы атмосферный воздух.

Но из этого же следуют и другие особенности. Действительно, если в случае турбореактивного или прямоточного двигателя на борту летательного аппарата должна находиться только одна часть топлива, именно, горючее, а вторую часть — окислитель — этот двигатель черпает из безграничных запасов атмосферы, то иначе обстоит дело в случае жидкостного ракетного двигателя. Теперь уже не только горючее, но и окислитель должен быть запасен на борту летательного аппарата — такова плата за «автономность» двигателя, за то, что он не зависит в своей работе от окружающей атмосферы. Но естественным следствием этого отличия жидкостного ракетного двигателя оказывается значительно больший расход топлива на каждый килограмм развиваемой тяги — ведь теперь в расходуемое количество топлива включается и окислитель. По расходу на 1 кг тяги (или удельному расходу) жидкостный ракетный двигатель раз в 10—15 хуже турбореактивного. Понятно, что при одном и том же количестве топлива на борту продолжительность работы жидкостного ракетного двигателя будет, соответственно, во много меньше.

Так выясняется еще одна характерная и, нужно признаться, весьма неприятная особенность жидкостного ракетного двигателя — кратковременность его работы. Правда, тепловый режим работы этого двигателя так напряжен, что длительно, например, как турбореактивный двигатель, он все равно работать бы, пожалуй, не смог.

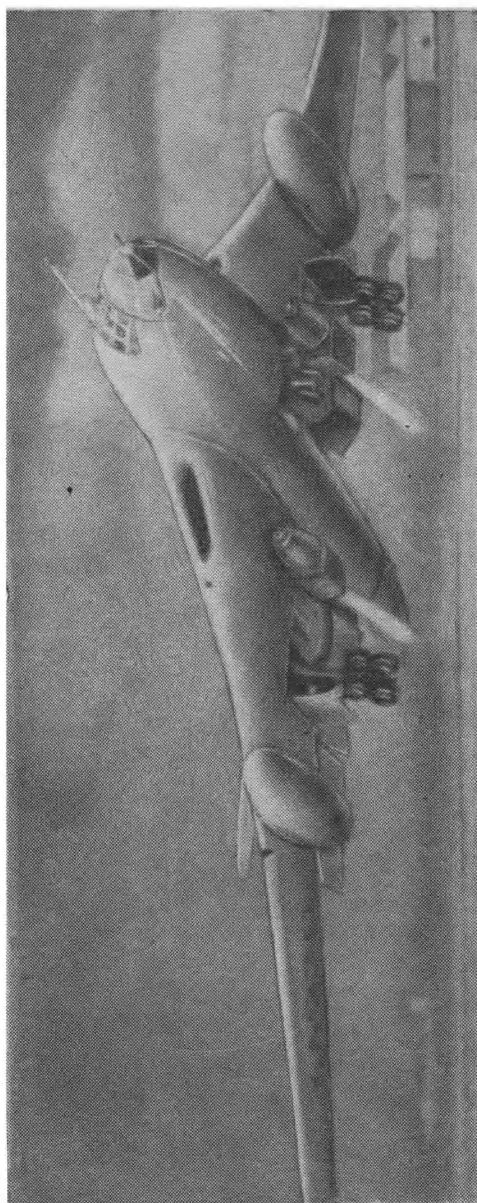
Впрочем, может быть, и смог бы, но для этого его пришлось специально приспособить, переработать радикальнейшим образом конструкцию двигателя. Одна-

ко каждый раз, когда нужно увеличить надежность, срок службы двигателя (да и любой другой машины), приходится, как правило, делать ее и более массивной, тяжелой. Вес — вот обычная плата за надежность. Поэтому, например, автомобильный двигатель весит гораздо больше поршневого авиационного (конечно, речь идет о весе, приходящемся на 1 л. с. мощности), а стационарный дизель где-нибудь на электростанции намного тяжелее автомобильного. Жидкостный же ракетный двигатель, продолжительность работы которого неизбежно мала, может быть сделан очень легким. И, действительно, он является, пожалуй, уникальным и в этой области — вряд ли какой-нибудь другой реактивный двигатель (разве что прямоточный на некоторых режимах) весит так мало на каждый килограмм развиваемой им тяги — всего несколько десятков граммов. Во всяком случае, турбореактивный двигатель, например, хотя и он обладает высоким совершенством в этом отношении, весит все же в десятки раз больше жидкостного ракетного.

Правда, такое сравнение вряд ли даже правомерно, ибо никакой турбореактивный двигатель не в состоянии развить столь большой тяги. Во всяком случае, если тяга наиболее мощных известных зарубежных турбореактивных двигателей немногим превышает в настоящее время 10 Т, то для жидкостных ракетных двигателей уже достигнут уровень в сотни тонн и разрабатываются двигатели тягой в несколько тысяч тонн.

Все эти и некоторые другие особенности жидкостного ракетного двигателя определили области его применения в авиации и ракетной технике. В авиации эти двигатели первое время использовались, в основном, в качестве стартовых ускорителей, т. е. для облегчения и ускорения взлета самолетов — авиацию вполне устраивают в этом случае кратковременность работы, большая тяга и малый вес двигателя.

Затем жидкостные ракетные двигатели стали появляться на военных самолетах-истребителях в дополнение к основному двигателю — турбореактивному. В этом случае их роль заключалась в кратковременном увеличении тяги силовой установки самолета и, следовательно, его скорости при необходимости, например, в воздушном бою. Особенно ценной эта помощь жидкостного



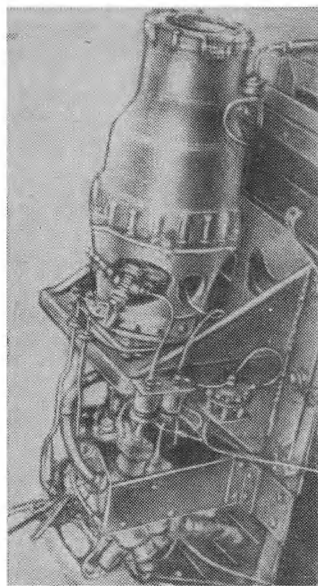
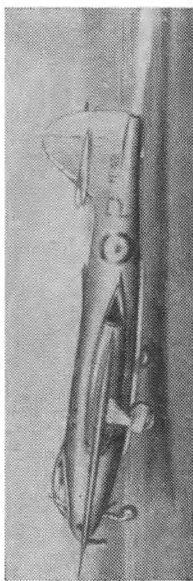
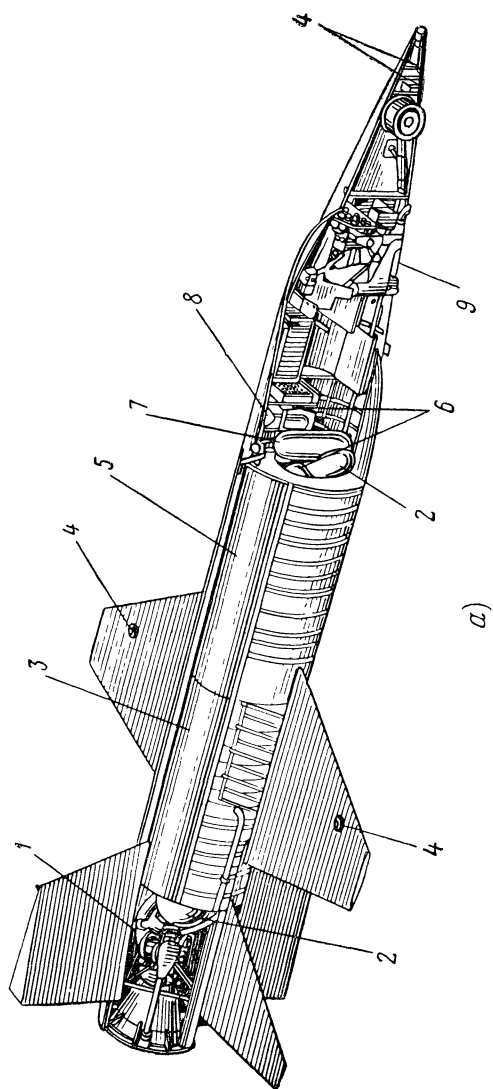


Рис. 44. Жидкостные ракетные двигатели в авиации.

Сверху — стартовые ускорители «Спектр» на английском реактивном бомбардировщике «Виктор» (с четырьмя турбореактивными двигателями). Оба жидкостных ракетных двигателя-ускорителя тягой по 3600 кг после взлета самолета сбрасываются на парашютах (двигатели работают на перекиси водорода).

Внизу — жидкостный ракетный двигатель «Снарлер» на английском реактивном истребителе «Си Хоук». Двигатель тягой 900 кг и весом около 100 кг работает на жидком кислороде и водометаноловой смеси. Он установлен дополнительно к основному турбореактивному двигателю самолета, от него же осуществляется и привод топливных насосов ракетного двигателя



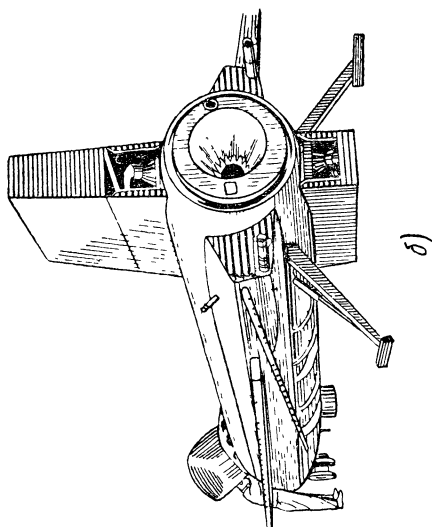
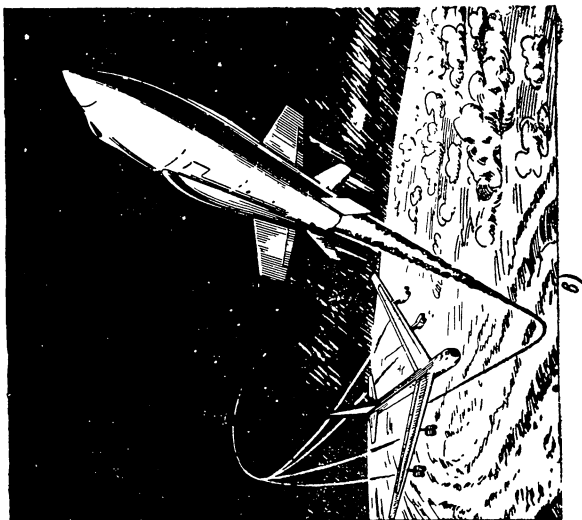


Рис. 45. Экспериментальный сверхзвуковой самолет X-15 (США) с жидкостным ракетным двигателем:

а)—схема самолета; б)—внешний вид самолета (видно реактивное сопло двигателя с нанесенным изнутри слоем керамического покрытия; в)—рисунок самолета, отделившегося в полете от самолета-носителя (реактивный бомбардировщик В-52).

1—жидкостный ракетный двигатель LR-99 тягой 26 Т; 2—бак с перекисью водорода; 3—бак с горючим (безводный аммиак); 4—сопла струйной системы управления полетом самолета; 5—бак с окислителем (жидкий кислород); 6—баллоны с газом; 7—баллон с жидким азотом; 8—вспомогательная бортовая силовая установка для привода агрегатов и систем; 9—катапультируемое сиденье летчика





ракетного двигателя оказывалась на большой высоте — ведь там тяга турбореактивного двигателя оказывается во много раз меньшей, чем у земли, тогда как тяга жидкостного ракетного двигателя не только не уменьшается, но даже возрастает процентов на 10—15 (это объясняется уменьшением атмосферного давления, препятствующего истечению газов из сопла). Поэтому маломощный жидкостный ракетный двигатель в полете на большой высоте может оказаться мощнее самого мощного турбореактивного двигателя.

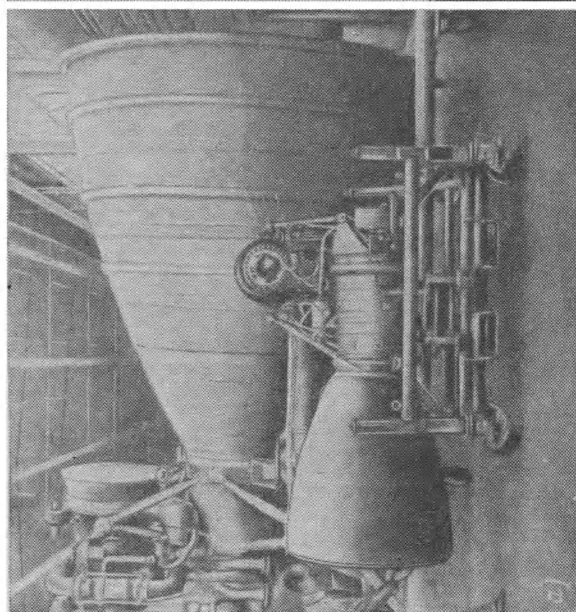
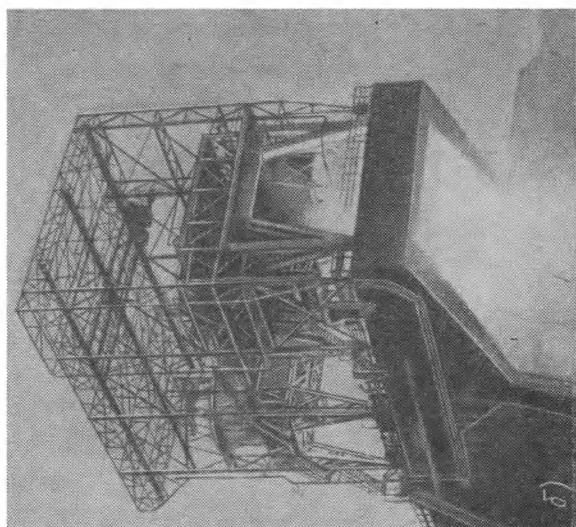
Делались попытки установить жидкостный ракетный двигатель на самолете и в качестве основной и единственной силовой установки — понятно, что в этом случае двигатель должен быть регулируемым, т. е. его тяга должна изменяться по желанию летчика в широком диапазоне. Первая попытка такого рода была осуществлена у нас в стране, сначала на ракетопланере в 1940 году (полеты на нем совершал летчик В. П. Федоров), а затем на истребителе БИ-1. 15 мая 1942 года летчик Г. Я. Бахчиванджи совершил на этом первом в мире ракетном самолете первый полет. В конце войны на фронтах появились немецкие ракетные истребители Me-163. А после войны в США жидкостные ракетные двигатели были установлены на ряде экспериментальных исследовательских самолетов. Именно эти самолеты достигали рекордных значений по высоте и скорости полета. Последним представителем таких самолетов является летающий и сейчас самолет X-15, он достигал высоты полета примерно 107 км и скорости 6693 км/час. На большую высоту этот самолет поднимает реактивный самолет-носитель В-52.

Особенности жидкостного ракетного двигателя объясняют, почему необходимо использование в этом случае самолета-носителя, а также то, что ракетные самолеты способны совершать полет с двигателем, работающим на полной тяге, в течение нескольких минут. И, как это ни кажется парадоксальным, эти же самолеты с жидкостным ракетным двигателем, способные, казалось, на самый кратковременный полет, могут, вместе с тем, осуществлять и полет практически неограниченной дальности. Однако такой полет оказывается настолько не похожим на полет обычного самолета, что уместно рассказать о нем после того, как мы познако-

мимся еще с одной и, конечно, наиболее важной областью применения жидкостного ракетного двигателя. Речь идет о ракетах, не зря же сам двигатель назван по их имени.

Ракета совершает, в отличие от самолета, так называемый баллистический полет, т. е. полет без использования подъемной силы несущей поверхности крыла по баллистической кривой. Существуют, правда, и крылатые ракеты, но сейчас речь не о них. Баллистический полет получил свое название потому, что совершается не по законам аэродинамики (как известно, первые самолеты называли иногда аэродинамами...), а по законам баллистики, как полет артиллерийского снаряда. По существу, полет ракеты принципиально и не отличается от полета снаряда, за исключением того, что ускорение ракеты осуществляется не давлением газа извне (как это происходит со снарядом в стволе артиллерийского орудия), а силой отдачи газов, вытекающих из самой же ракеты. Другое важное отличие связано с продолжительностью разгона: снаряд ускоряется быстро, за те считанные доли секунды, пока он движется в стволе орудия, а ракета — значительно медленнее, ибо время работы ее двигателя измеряется уже многими секундами, а иногда и минутами. Таким образом, ракета в этом отношении занимает как бы промежуточное положение между снарядом и обычным самолетом, на который сила тяги действует в течение всего времени полета, т. е. много часов подряд. После того, как двигатель ракеты прекращает свою работу, она летит в точности как снаряд, вылетевший из ствола орудия, т. е. расходуя накопленную при разгоне кинетическую энергию. Так летит и брошенный камень.

Первые двигатели жидкостных ракет, например, запущавшихся у нас в стране еще в 1933 г. (ракета «Гирд-Х» и др.), имели небольшую тягу в несколько десятков килограммов и были очень просты по конструкции. И вес ракеты был соответственно небольшим (в частности, вес первой советской ракеты, запущенной 17 августа 1933 г., равнялся всего 20 кг). Какой путь развития прошли за последние годы жидкостные ракетные двигатели, видно из того, что современные мощные ракеты весят сотни тонн, а их двигатели развивают тягу, превосходящую этот вес. Так, напри-



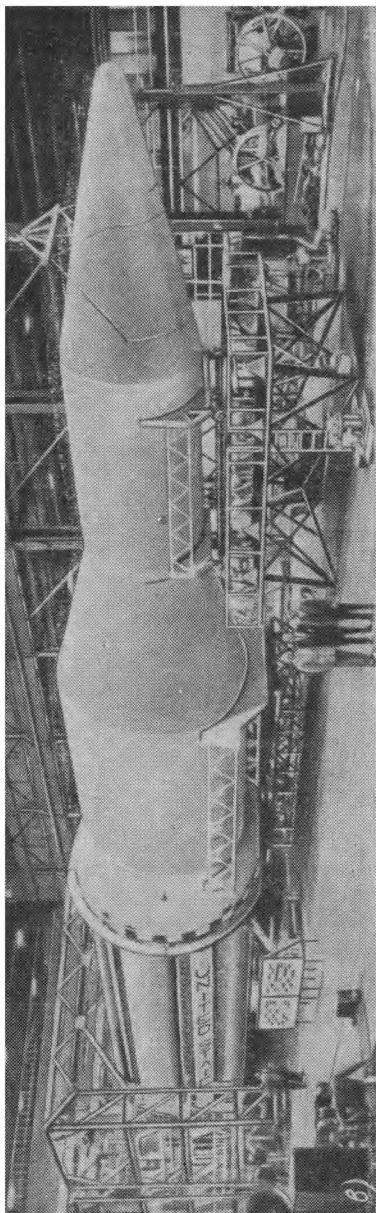


Рис. 46. Сверхмощные жидкостные ракетные двигатели:

а) — два наиболее мощных двигателя США. Спереди — двигатель Н-1 для ракеты-носителя «Сатурн-1» (его тяга равна 85 т, на I ступени ракеты установлено 8 таких двигателей общей тягой 680 т). Сзади — макет двигателя F-1, он один развивает тягу 680 т (такие двигатели предполагается установить на I ступени ракеты-носителя «Сатурн-5»); б) — стендовые огневые испытания двигателя F-1 (максимальная достигнутая тяга равна 745 т в течение 13 сек). Этот двигатель весит 68 т, его диаметр равен 2895 мм, длина 3360 мм, мощность турбонасосного агрегата весом 1135 кг равна 60 000 л. с., расход топлива 3 т/сек, в) — сборка ракеты-носителя «Сатурн-1»

мер, в США разрабатываются двигатели тягой примерно 680 Т.

Установка столь мощных двигателей именно на космических ракетах-носителях, конечно, не случайна. Ведь эти ракеты поневоле должны обладать огромным весом, ибо для сообщения космической скорости значительному полезному грузу, например, автоматической межпланетной станции или искусственному спутнику Земли, расходуется колоссальное количество топлива на борту ракеты-носителя. Превосходство советской ракетной и космической техники в отношении мощности ракет-носителей общеизвестно.

Интересно, что наряду со сверхмощными жидкостными ракетными двигателями в современной ракетной технике широко применяются и двигатели очень малой тяги, вплоть до тяги в несколько килограммов и даже граммов. Такие двигатели применяются для самых различных целей: в качестве ретроракет для торможения при обратном входе в атмосферу, верньерных двигателей тяжелых ракет (т. е. предназначенных для управления их полетом), двигателей, устанавливаемых на лопастях несущего винта вертолета, двигателей для обеспечения полета человека («ракетный пояс»), двигателей системы ориентации в пространстве искусственных спутников Земли и др. Кстати сказать, эти двигатели обычно работают на самовоспламеняющемся топливе и не постоянно, как их более мощные собратья, а являются пульсирующими — они включаются десятки раз в секунду на очень короткое время.

Полет космических ракет делает особо отчетливой замечательную особенность всякого баллистического полета — после того, как двигатель заканчивает свою кратковременную работу, ракета в состоянии совершить полет, практически неограниченный по продолжительности и дальности. Такой вечный полет совершает, например, советская космическая ракета «Мечта» (или первый «Лунник»), впервые в мире 2 января 1959 года превысившая так называемую вторую космическую скорость, равную 11,2 км/сек и необходимую для того, чтобы любое тело навсегда порвало цепи земного тяготения.

Впрочем, и космический корабль-спутник «Восток-5» с летчиком-космонавтом Валерием Федоровичем Быков-

ским на борту совершил 14—19 июня 1963 г. рекордный полет протяженностью 3 326 000 км и длительностью более 119 час после того, как двигатели ракеты-носителя работали считанные минуты при старте ракеты. Вот что значит баллистический полет! Не правда ли, он открывает совершенно фантастические возможности скоростного сообщения на любые расстояния у нас на Земле?

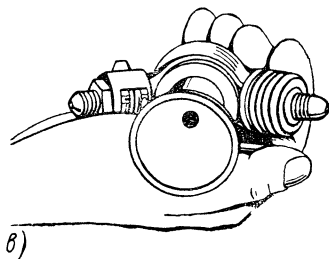
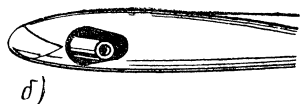


Рис. 47. На другом полюсе семейства жидкостных ракетных двигателей находятся эти «малютки»:

а)—два двигателя тягой по 135 кг поднимают в воздух человека; б)—двигатель на конде лопасти несущего винта реактивного вертолета; в)—пульсирующий двигатель системы ориентации искусственного спутника (его вес равен 0,5 кг, тяга от 0,2 до 4,5 кг)

Именно это мы имели в виду, когда говорили выше о парадоксальной возможности, связанной с применением жидкостного ракетного двигателя в авиации. На самом деле, двигатель, способный работать гораздо меньшее время, чем любой другой известный авиационный двигатель, может, вместе с тем, обеспечить и наиболее дальний и, одновременно, наиболее скоростной полет! Причем особенно эффективный результат может быть получен при органическом сочетании чудодейственных свойств ракетного двигателя и самолетного крыла. Крылатая ракета — вот бесспорный фаворит в сверхскоростном и сверхдальнем пассажирском сообщении будущего.

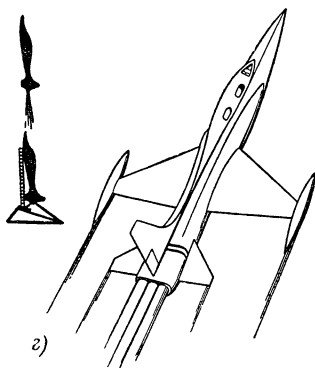
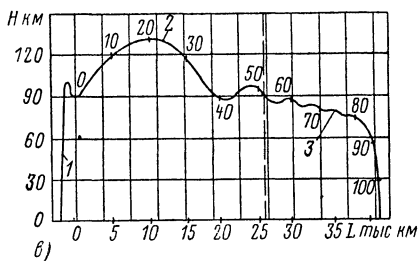
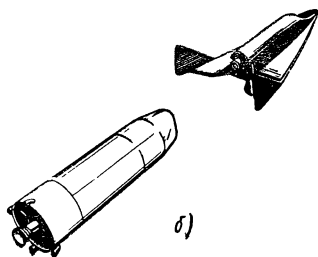
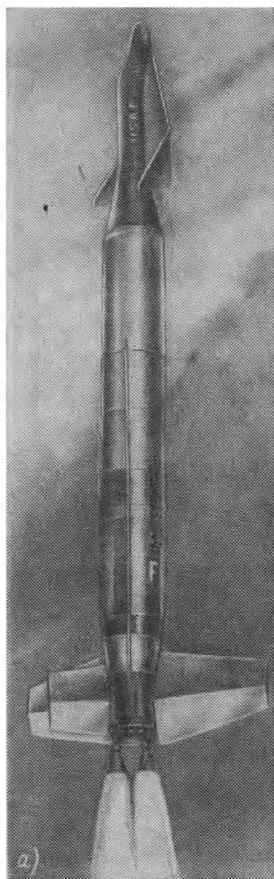


Рис. 48. Воздушно-космические ракетные самолеты:

а)—взлет ракеты-носителя с самолетом «Дайна-Сор» (проект США); б)—отделение этого самолета от носителя (рисунок); в)—расчетная траектория полета; г)—тренировочный ракетный воздушно-космический самолет N-205 (проект США).

1—взлет ракеты-носителя; 2—орбитальный полет; 3—суборбитальный полет—обратный вход в атмосферу (цифры на кривой показывают время в минутах);  $H$ —высота полета;  $L$ —дальность полета

Очевидное преимущество крылатой ракеты перед обычной бескрылой, т. е. баллистической, заключается в том, что она в состоянии сочетать баллистический полет с аэродинамическим планированием в земной атмосфере. Это позволяет не только значительно увеличить дальность полета или полезный груз при той же мощности двигателя и затрате топлива, но и осуществлять плавную, «самолетную» посадку в пункте назначения. Кроме такого простого планирующего снижения с той большой высоты, куда заносит ракету ее двигатель, она может совершать и более сложный полет, который иногда может быть и более эффективным. Этот полет иногда называют полубаллистическим, а иногда рикошетирующим — крылатая ракета в этом случае как бы рикошетирует от плотных слоев атмосферы, куда она врывается с большой скоростью. В результате этого гигантского «рикошета» ракета снова взмывает ввысь, снова рикошетирует и так далее, вплоть до заключительной пологой глиссады спуска на Землю.

Есть еще одна бесспорная перспективная область применения жидкостного ракетного двигателя на стыке авиации и космонавтики — этот двигатель как бы подчеркивает органическую связь обеих указанных отраслей науки и техники. Речь идет о так называемых воздушно-космических самолетах, т. е. пилотируемых летательных аппаратах, способных совершать полет как в земной атмосфере, так и вне ее. Помимо возможного военного использования подобных самолетов (в США для этой цели разрабатывается, например, самолет «Дайна-Сор»), они могут оказаться незаменимыми и для организации транспортно-пассажирского и грузового сообщения между Землей и многочисленными орбитальными научными станциями и искусственными спутниками прикладного назначения — связными, метеорологическими, навигационными и другими (и в ходе их строительства, и в процессе эксплуатации).

Так жидкостный ракетный двигатель перебрасывает еще один мост между авиацией и космонавтикой. Впрочем, этот двигатель не единственный, играющий такую роль, хотя и основной. О другом двигателе этого рода пойдет речь в следующей главе.

---



## ПРЕДКИ И ПОТОМКИ „КАТЮШ“

**В** предыдущей главе мы узнали о том, какой бурной была короткая история развития жидкостного ракетного двигателя. Иначе сложилась судьба появившегося раньше, но сыгравшего меньшую роль ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), или, как его часто называют до сих пор — порохового двигателя.

Первым ракетным оружием, созданным с помощью порохового ракетного двигателя, были «огненные стрелы» древних китайцев и индусов. Можно думать, что именно с таким оружием связано и первое изобретение (первое потому, что потом оно было повторено в Европе) пороха. Это было очень давно, более тысячи лет тому назад.

В мрачные века средневековья о пороховых ракетах уже не упоминается, видимо, их забыли или же пользовались ими очень редко. Вновь ракетное оружие появилось гораздо позже, лет 150—200 тому назад. Известно, в частности, какое потрясающее впечатление на английские войска произвели полки ракетчиков Индии. Англичане не преминули заимствовать у индусов эту идею и с помощью новых достижений науки и техники значительно усовершенствовали это оружие. Оно появилось на вооружении и в ряде других стран и с успехом применялось во многих военных кампаниях.

Примерно тысячелетие насчитывает и история наших отечественных пороховых ракет. Еще при Петре I пороховое дело получило значительный размах, но, в основ-

ном, для «потешных огней»). Усовершенствование и широкое применение боевых пороховых ракет относится лишь к началу и середине прошлого века. Большую известность тогда получили, в частности, работы русских специалистов А. Д. Засядко и особенно Н. И. Константинова, работавшего в 40—60 годы XIX века.

С конца прошлого века боевые пороховые ракеты были снова практически забыты, их вытеснила быстро прогрессирующая ствольная артиллерия, получившая на вооружение нарезные орудия.

Новая история ракетного оружия прочно связана с гвардейскими реактивными минометами «Катюшами», разившими врага в годы войны. Реактивные снаряды-мины, которыми вели огонь «Катюши», летели навстречу цели с большой скоростью, оставляя за собой огненный хвост раскаленной струи газов. Эти газы — продукты сгорания пороха — твердого ракетного топлива, на котором работали двигатели снарядов.

Прежде чем рассказывать о «потомках Катюш», о новых твердотопливных ракетах, получающих все более широкое применение в ряде стран, стоит хотя бы коротко описать устройство современного ракетного двигателя твердого топлива. Этот двигатель, очень простой по своей принципиальной схеме, и, кстати сказать, гораздо более простой по конструкции, чем жидкостный ракетный, в отличие от него имеет, по существу, только одну основную часть — тяговую камеру, состоящую, в свою очередь, из камеры сгорания и реактивного сопла.

Легко видеть, почему в этом случае нет таких частей, свойственных любой жидкостной ракете, как топливные баки, система подачи топлива или головка тяговой камеры, через которую внутрь нее впрыскивается топливо. Всего этого нет просто потому, что в двигателе твердого топлива топливным баком является... сама тяговая камера. Осуществить подачу твердого топлива в работающий двигатель совсем не то же самое, что подать жидкое топливо. Такие попытки делались не раз, но все они до сих пор заканчивались неудачей — слишком сложна эта проблема. Вот почему приходится все топливо помещать внутри камеры сгорания. Вряд ли стоит доказывать, что это вовсе не является достоинством двигателя.

Правда, на первый взгляд может показаться, что это и не так уж плохо. Действительно, разве не преимущест-

во — отсутствие сложной топливной системы, с созданием и работой которой связано столько трудностей в случае жидкостного ракетного двигателя? Но сразу же становится ясно, что дело обстоит не так. Необходи-

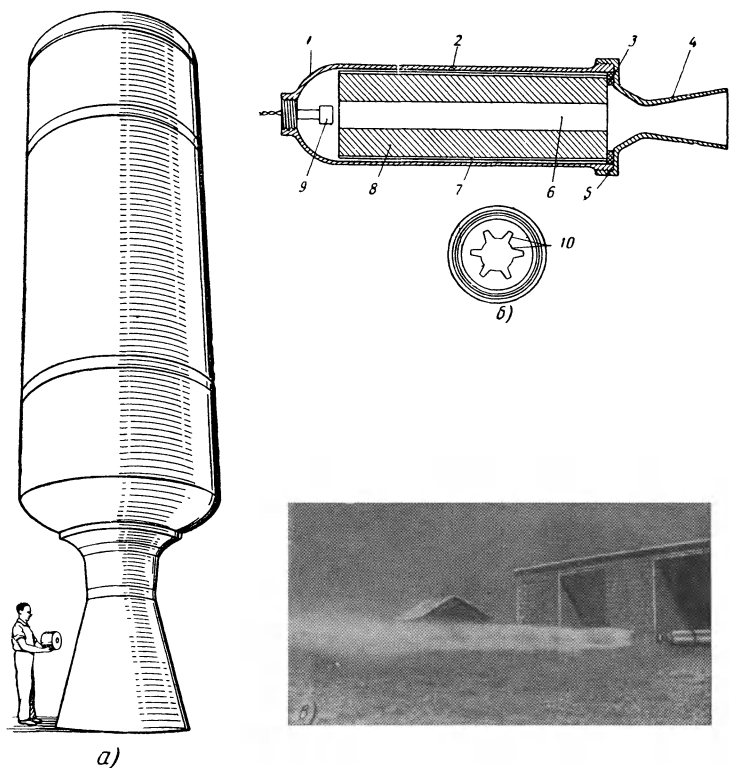


Рис. 49. Ракетный двигатель твердого топлива:

а) — двигатели твердого топлива могут быть разного размера (большой двигатель — диаметром 3 м, малый — диаметром 250 мм); б) — схема двигателя;  
в) — стендовые огневые испытания двигателя.  
1 — передняя часть двигателя (головка); 2 — цилиндрическая камера сгорания;  
3 — прокладка; 4 — реактивное сопло; 5 — резьбовое соединение; 6 — внутренний канал в заряде; 7 — защитное покрытие поверхности заряда; 8 — топливный заряд; 9 — воспламенитель; 10 — поверхность горения

мость расположить весь запас топлива в самой камере сгорания сильно ограничивает этот запас. Ясно также, что гораздо выгоднее хранить топливо в легких баках, чем в камере сгорания, стенки которой неизбежно дол-

жны быть массивными — ведь при сгорании топлива развиваются весьма высокие давления — в десятки и сотни атмосфер. Нужно думать, что поневоле большая по размерам камера сгорания и, значит, весь двигатель получаются более тяжелыми. Но самое неприятное заключается даже не в этом.

Разве можно себе представить такой случай, что уже начавшийся выстрел из артиллерийского орудия вдруг прерывается на середине? Вряд ли, конечно. Пороховой заряд, раз начав гореть, очень быстро сгорает целиком, остановить это сгорание, если и не невозможно, то все же крайне трудно. Поэтому-то практически чрезвычайно трудно прекратить и начавшееся сгорание твердого топлива в двигателе: ведь вся работа такого двигателя, по существу, это лишь несколько затянувшийся выстрел из пушки. Точно так же трудно и изменить по своему желанию характер начавшегося сгорания — ускорить или замедлить его.

Между тем, ведь все это может оказаться не только полезным, но часто и просто необходимым в эксплуатации двигателя любого летательного аппарата. В полете часто приходится изменять и величину тяги, и ее направление, а иногда также и вовсе останавливать, а затем снова запускать двигатель. По опубликованным данным с ракетным двигателем твердого топлива это пока либо совсем не удастся, либо удастся с большим трудом и далеко не так совершенно, как хотелось бы. Можно было бы подробнее рассказать о подобных попытках, но сейчас мы ограничимся лишь констатацией этого недостатка ракетного двигателя твердого топлива.

Что касается тяговой камеры двигателя, которая в этом случае и представляет собой фактически весь двигатель, то она изготавливается в виде сосуда примерно цилиндрической формы с реактивным соплом. Понятно, что по мере развития двигателей твердого топлива конструкция тяговой камеры изменялась. Вначале это была обычная трубка из плотной бумаги или картона с простым отверстием вместо сопла, затем трубка стала железной и стальной, а в последнее время часто и титановой, а отверстие было заменено соплом Лавала. В последние годы все более широкое применение находят пластмассовые камеры различной конструкции. В частности, например, используется технологический метод,

по которому камера образуется намоткой лент или нитей из стекловолокна на специальную болванку, воспроизводящую форму камеры. После пропитки этой обмотки различными пластмассами образуется очень легкая и прочная оболочка, а болванка удаляется. В этом случае камера сгорания и сопло изготавливаются обычно заодно, в металлических же камерах, т. е. пока еще в большинстве случаев они представляют собой отдельные узлы, соединяющиеся затем с помощью болтов или на резьбе.

Понятно, что такой тонкий пластмассовый корпус двигателей очень выгоден в весовом отношении, а именно, если в обычных металлических камерах вес топлива достигает в лучшем случае 90% от общего веса двигателя, то в «пластмассовых» двигателях эта доля может быть доведена до 97%. Таким образом, почти весь двигатель состоит из одного лишь топлива! Однако, чтобы достичь такого замечательного результата, подобные двигатели должны иметь как бы второй, невидимый снаружи «корпус», который состоит из топлива и полностью расходуется, сгорает при работе двигателя. Для образования такого «сгорающего корпуса» топливный заряд должен иметь достаточно прочный наружный слой и сгорать так, чтобы давление сгорания постепенно уменьшалось. Естественно также, что заряд должен в этом случае плотно прилегать к стенке камеры, как об этом будет подробнее сказано ниже. В других конструкциях двигателей со «сгорающим корпусом» применяют все же специальные стяжные болты, соединяющие сопло с головкой двигателя, не полагаясь на прочность самого топлива.

В отличие от жидкостных ракетных двигателей в двигателях твердого топлива стенки камеры не охлаждаются, что, конечно, намного упрощает конструкцию двигателя, характеризующегося кратковременностью работы. Обычно стенки двигателя защищаются от тепла, выделяющегося при сгорании топлива, слоем теплоизоляционного покрытия, а в последнее время для этого используется, и с большим успехом, само же топливо. Ничего странного в этом нет — ведь топливо в этом случае твердое и, кстати сказать, довольно плохо проводящее тепло. Поэтому стоит выложить топливом изнутри стенки камеры и эта «футеровка» защитит стенки от

непосредственного воздействия горячих продуктов сгорания топлива. Правда, при этом нужно обеспечить сгорание прилегающих к стенкам порций топлива в последнюю очередь, т. е. сгорание заряда топлива от центра к периферии, но это, как мы увидим ниже, удастся. Кроме того, конечно, нужно позаботиться и о том, чтобы топливная «футеровка» не отстала от стенок, ибо тогда в этот зазор проникнут раскаленные газы и стенкам не сдобровать. Как отмечалось выше, такая «конструкция» заряда позволяет создать и исключительно легкий «сгорающий» корпус двигателя.

Само собой разумеется, что гораздо хуже обстоит дело со стенками сопла. Ведь они-то непосредственно соприкасаются с вытекающими из двигателя газами. Тут уж приходится рассчитывать на кратковременную работу двигателя, изготавливать стенки сопла достаточно массивными, чтобы они могли аккумулировать тепло, и использовать различные искусственные методы уменьшения передачи тепла от газов к стенкам. В их числе с успехом применяются, например, жароупорные керамические покрытия, нанесенные распылением или каким-нибудь другим методом на внутреннюю поверхность стенок сопла, а также абляционные, расходуемые покрытия, о которых шла речь в предыдущей главе применительно к жидкостным двигателям. Иногда неохлаждаемые сопла получаются довольно сложными по конструкции, с несколькими слоями различных материалов.

Когда мы говорим о конструкции ракетного двигателя твердого топлива, то, в отличие от жидкостного двигателя, должны иметь в виду и конструкцию самого топлива. Нет, здесь речь идет не о химическом строении, а именно о конструкции, если угодно, даже об архитектуре топливного заряда.

В относительно старых пороховых ракетных двигателях заряд представлял собой одну или несколько пороховых шашек, обычно простой цилиндрической формы. Такие шашки сгорали и с торца и с боковой поверхности так, что никакой речи о защите стенок топливом не было. Поскольку по мере сгорания шашек поверхность горения постепенно уменьшалась, то уменьшалось, следовательно, количество сгорающего топлива и, соответственно, тяга двигателя. Между тем, это далеко не всег-

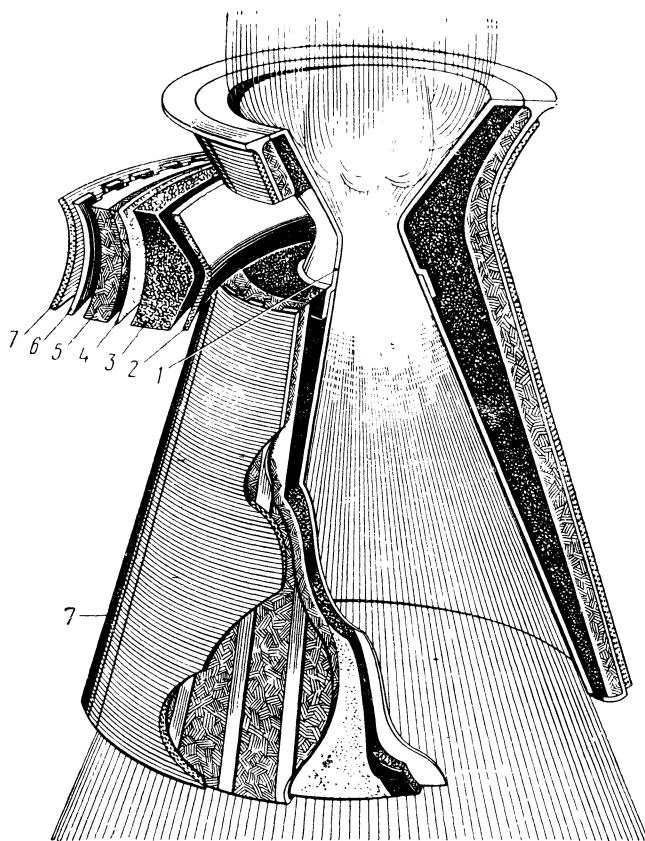


Рис. 50. Неохлаждаемое сопло ракетного двигателя твердого топлива может иметь сложную слоистую конструкцию:

1—вольфрамовая внутренняя оболочка, омываемая газами с температурой порядка  $3000^{\circ}\text{C}$ ; 2—промежуточная прослойка теплоустойчивого материала, например, карбида, препятствующая непосредственному контакту вольфрамовой оболочки со следующим слоем — графитом (иначе графит будет диффундировать в вольфрам, снижая его механические качества); 3—графитовый поглотитель тепла, переданного газами соплу; 4—слой керамической изоляции, защищающий от высокой температуры следующую прослойку изоляции; 5—пластмассовая изоляция, предотвращающая перегрев внешней оболочки и увеличивающая жесткость сопла; 6—силовые элементы сопла — фланец с полосами из высокопрочного сплава; 7—наружная оболочка — намотка из легкого и прочного стекловолокна

да приемлемо, обычно требуется сохранение хотя бы приблизительно постоянной тяги.

Радикальное усовершенствование конструкции заряда, позволившее обеспечить удовлетворение этому требованию, было сделано Н. И. Константиновым. Он предложил изготавливать шашки полыми так, чтобы сгорание топлива происходило и снаружи, и изнутри. Тогда уменьшение внешней поверхности сгорания компенсируется увеличением внутренней, и тяга остается примерно постоянной.

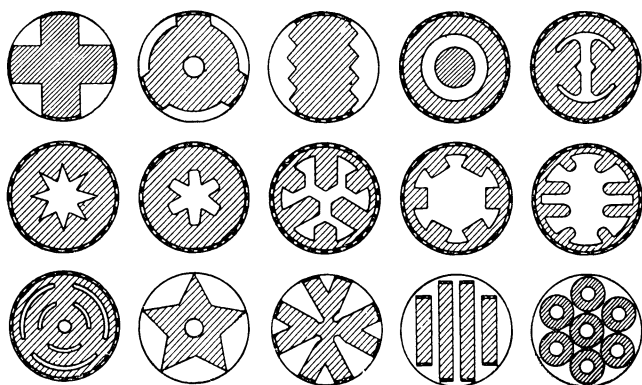


Рис. 51. Сечение шашек твердого топлива, горящих с боковой поверхности, может быть самым различным

Эта идея оказалась весьма плодотворной. Были созданы многочисленные типы шашек с внутренними полостями различной формы, в том числе и довольно причудливой. Комбинируя различные геометрические очертания внешней и внутренней поверхностей сгорания шашки, можно добиться хотя бы некоторого изменения величины тяги по времени, т. е. известного регулирования двигателя, хотя, конечно, и наперед заданного, т. е. программированного. Для этой же цели некоторые поверхности заряда, на которых не должно происходить сгорание, часто «бронируют», т. е. покрывают специальным веществом — ингибитором, препятствующим горению топлива.

Однако в последние годы слава подобных «фигурных» шашек померкла, ибо блестяще зарекомендовали себя совсем иные типы и конструкции зарядов. Это было



связано с разработкой новых твердых ракетных топлив, с иным химическим составом и качественно иными физическими свойствами. Но о химии топлив мы поговорим далее, в этой главе, и, главным образом, в гл. 9, сейчас же нас интересует лишь «конструкция» заряда.

Новые топлива позволили отказаться вовсе от шашек и добиться, наконец, желанной цели — такого плотного прилегания к стенкам камеры, чтобы обеспечить их «фу-

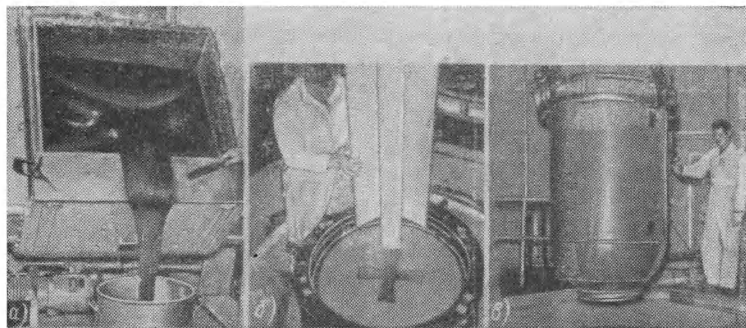


Рис. 52. Двигатель с монолитным заливаемым в корпус зарядом твердого топлива (США):

а)—топливо льется, как сметана; б)—из залитого в корпус двигателя заряда (его вес равен примерно 1600 кг) извлечен сердечник, служивший для образования профилированного внутреннего канала; в)—двигатель с залитым зарядом извлекается из печи-колодца, в котором осуществлялась заливка (тяга двигателя равна примерно 8200 кГ, его диаметр — 965 мм)

теровку», о которой говорилось выше, т. е. защиту от непосредственного воздействия горячих газов. Понятно, как это выгодно хотя бы с точки зрения веса двигателя. Ведь если стенки камеры при работе нагреваются до высокой температуры, то они должны быть сделаны из более прочного металла и, кроме того, более массивными, чтобы выдержать напряжения от сил давления газов при сгорании. С ростом температуры прочность всех известных стальных сплавов резко снижается, если же стенки остаются холодными, то может быть использована и «холодная», т. е. полная прочность металла. Ясно, что двигатель при этом облегчается.

Чтобы достичь плотного прилегания топливного заряда к стенкам камеры, новые топлива просто заливают

в расплавленном состоянии в камеру, как в бутылку. После остывания и промежуточных операций тепловой обработки топливный заряд прочно связывается со стенками. Чтобы никакие температурные и прочие деформации камеры не привели к отслаиванию заряда от стенок (это грозило бы катастрофой), топливо должно быть, очевидно, достаточно упругим, резиноподобным. Такими свойствами и обладают новые топлива на основе пластмасс.

Кстати сказать, при заливке зарядов топлива (вместо их прессовки и экструдирования, т. е. протягивания на специальных машинах, как это было раньше и часто применяется еще и сейчас) внутри них тоже образуются полости разнообразной формы. Это обеспечивает сгорание заряда изнутри к периферии и, вместе с тем, некоторую возможность обеспечения заданного закона изменения тяги по времени работы двигателя. Для этого же иногда заряд делают неоднородным, например, внутреннюю его часть состоящей из топлива, горящего быстрее, а внешнюю — из медленно горящего.

В самое последнее время за рубежом ведутся работы по пороховым зарядам новой «конструкции». И эти заряды тоже отливаются обычно прямо в камеру, но их особенностью является то, что они состоят из нескольких частей, так называемых секций или сегментов, отчего сами заряды (и двигатели с ними) получили название секционированных или сегментированных. С чем связано такое несомненное усложнение двигателей, сопровождающееся, очевидно, и некоторым уменьшением их надежности, которая является едва ли не главным достоинством двигателей твердого топлива в их споре с жидкостными двигателями?

Ответ на такой вопрос станет ясным, если учесть, что секционированные двигатели имеют обычно очень большую, пожалуй, даже рекордно большую тягу. Действительно, переход к подобной конструкции является в большой мере вынужденным в тех случаях, когда необходимо создание двигателя очень большой тяги, а это — одна из тенденций развития современных двигателей твердого топлива, в особенности в связи с задачами космонавтики.

На самом деле, увеличение мощности двигателей (она обычно характеризуется так называемым полным

импульсом, т. е. произведением тяги на время ее действия) требует и увеличения величины заряда. Но можно ли безгранично увеличивать вес и диаметр двигателя? Здесь особых ограничений нет, если не считаться с возможностями... железных дорог. Неужели не ясно, причем тут они? Ведь построенный на заводе двигатель нужно доставить на стартовую позицию. Как же это сделать, если для железной дороги он окажется слишком тяжелым (несколько сот тонн!), да и «негабаритным» грузом? Можно, конечно, попытаться воспользоваться водным или воздушным путем, но легко видеть трудности и такого решения (это же касается, конечно, и мощных жидкостных ракет).

Используются два пути технически приемлемого решения задачи. Один из них — снаряжение двигателя непосредственно на стартовой позиции, другой — разделение одного большого двигателя на несколько меньших, легко транспортируемых и собираемых также на стартовой позиции. В первом случае необходимо создать непосредственно на стартовой позиции завод по снаряжению двигателя, т. е. заливке в него топлива, его термообработке и т. п., причем, очевидно, такой завод должен быть передвижным. Во втором случае проблему решает секционированный двигатель. Конечно, оба метода обладают и своими достоинствами и недостатками, но до сих пор еще не установлено преимущество одного из них — разные фирмы за рубежом используют разные пути.

В последнее время некоторое внимание за рубежом привлекают секционированные двигатели, имеющие форму усеченного конуса, расширяющегося к соплу. Внутренний канал топливного заряда таких двигателей имеет такую же коническую форму. В чем здесь смысл? Он связан с одной из особенностей горения топлива в двигателе. Когда горение начинается, то по внутреннему каналу заряда к соплу устремляется со значительной скоростью поток раскаленных газов — продуктов сгорания. Не удивительно, что такой поток как бы размывает горящую поверхность заряда, подобно тому, как горячие ветры пустыни изъедают почву, вызывают ее эрозию. Вот почему и такое сгорание тоже называют эрозионным. Но в результате топливный заряд выгорает неравномерно и тяга двигателя изменяется так, что

ее нельзя заранее рассчитать. В коническом двигателе скорость газов во внутреннем канале оказывается гораздо меньшей, что существенно снижает неприятности, связанные с эрозионным горением.

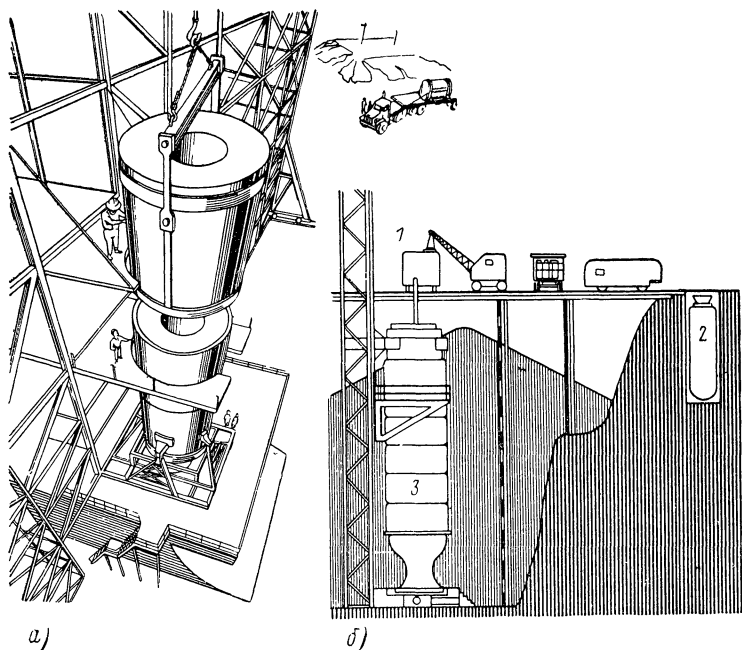


Рис. 53. Мощные ракетные двигатели твердого топлива могут изготавливаться двумя методами:

а)—сборка секционированного двигателя на пусковой позиции, на заднем плане — перевозка секции; б)—снаряжение ракет на пусковой позиции. 1—установка для непрерывного приготовления топлива (смешения), 2—вторая ступень ракеты; 3—первая ступень ракеты (бустер)

О том, что собой представляет твердое ракетное топливо в отношении его химического состава, будет рассказано подробно в гл. 9, посвященной проблеме ракетных топлив. Здесь мы укажем лишь на некоторые характерные особенности твердого топлива и требования к нему.

Важнейшее требование к любому ракетному топливу связано с его энергопроизводительностью, или теплотворностью, т. е. с величиной выделяемой при сгорании

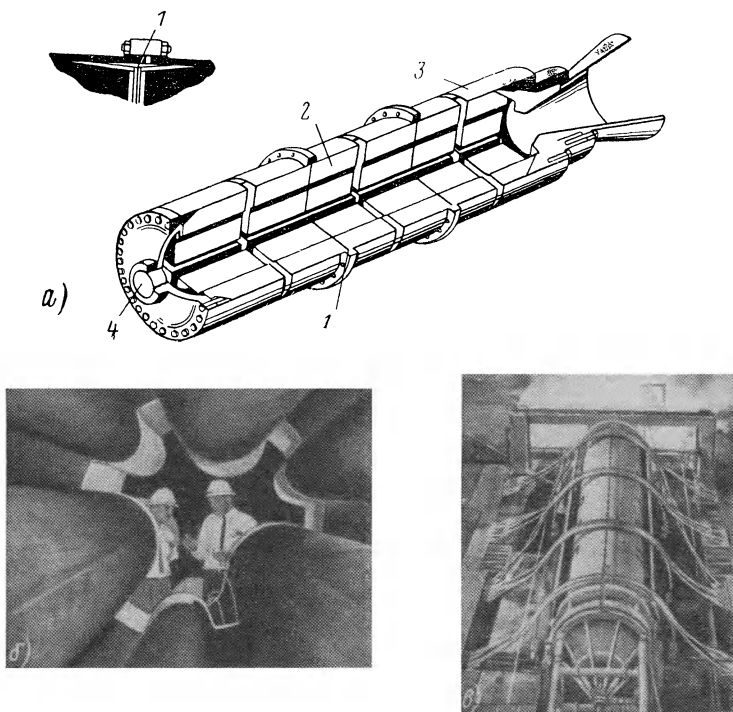


Рис. 54. Секционированный двигатель твердого топлива:

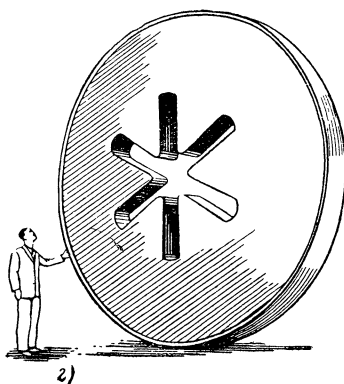
а) — секционированный двигатель, состоящий из трех частей-секций (тяга двигателя 17 Т, продолжительность работы 9,7 сек, вес заряда 8,2 т, давление сгорания 53 ат, температура сгорания 3000° С, двигатель был испытан в США);

б) — вид изнутри одной из секций двигателя тягой 227 т (фирма Эроджет, США);

в) — испытание секционированного двигателя той же фирмы тягой 272 Т, состоявшееся 7 февраля 1962 г. (двигатель работал 98 сек.) Этот двигатель состоит из 5 секций диаметром 2,5 м, его длина более 16 м, а вес равен 119 т, из которых 107 Т — топлива;

г) — поперечное сечение макета секции гигантского двигателя тягой порядка 1100 Т в течение 82 сек; предложенного фирмой Тиокол, США. Двигатель должен иметь длину более 19 м.

1 — соединение секций; 2 — топливный заряд; 3 — камера сгорания; 4 — воспламенитель



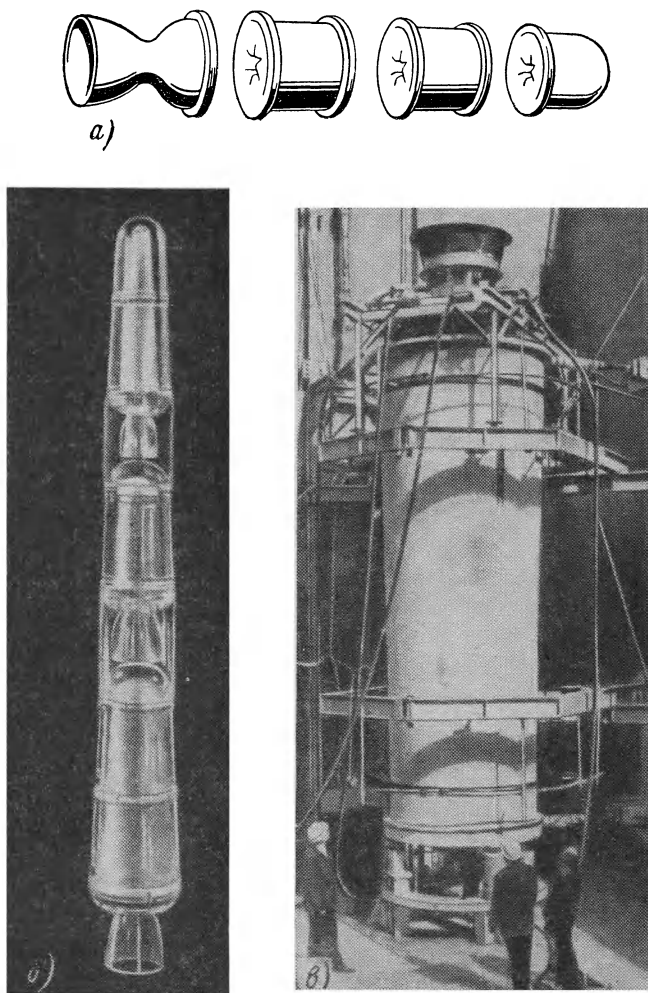


Рис. 55. Конический секционированный двигатель твердого топлива:

а)—схема конического секционированного двигателя; б)—прозрачная пластмассовая модель конической секционированной ракеты; в)—конический секционированный двигатель (с 3 секциями) тягой 113 Т в течение 80 сек. Максимальный диаметр двигателя 2,3 м, его длина — 8,1 м, вес двигателя 70 Т, вес топливного заряда 40 Т. Двигатель установлен на стенде для испытания соплом вверх (США)

тепловой энергии. Важнейшим это требование является потому, что энергопроизводительность топлива прямо определяет величину тяги, развиваемой двигателем на каждый килограмм сгорающего в нем топлива (т. е. так называемой удельной тяги). В этом отношении твердые топлива пока еще существенно отстают от лучших жидких, хотя в последнее время это отставание несколько сокращено. Все же, вероятно, оно всегда будет иметь место, что надо иметь в виду при определении областей применения и перспектив двигателей твердого топлива.

Твердое ракетное топливо имеет одно очень важное отличие от порохов, применяющихся в ствольной артиллерии. Главная задача последних — создать в стволе орудия большое давление, чтобы сообщить снаряду соответственно большую скорость. Для этого артиллерийские метательные, как их называют, пороха должны обладать весьма большой скоростью сгорания: они должны успеть сгореть за короткие мгновения, пока снаряд движется по стволу орудия. Если бы и топливо в ракетном двигателе сгорало так же быстро, то давление в нем возросло до тысячи атмосфер и двигатель разрушился, не будь у него таких же массивных стенок, как в артиллерийском стволе. Здесь это, как видно, только вредно и поэтому ракетные «пороха» горят медленно.

Очень важно, чтобы эта скорость сгорания была существенно постоянной, чтобы она не подвергалась резким изменениям под влиянием изменений давления сгорания, температуры или влажности заряда и т. п. Особенно неприятным в этом отношении является растрескивание, расслоение заряда. По образующимся трещинам сгорание может переброситься внутрь заряда, охватив настолько большую поверхность, что давление внутри двигателя возрастет до опасных пределов. Вместе с тем, двигатели твердого топлива должны при необходимости храниться в постоянной готовности к действию, причем это хранение может длиться годами. Ясно, как не просто обеспечить стабильность физико-химических свойств заряда в самых, иной раз, тяжелых условиях хранения. Однако, эта задача с успехом решается современной ракетной техникой.

Помните, что говорилось в предыдущей главе о пульсациях, возникающих при сгорании топлива в жидкост-

ных ракетных двигателях? Оказывается, от этой беды не свободны и двигатели твердого топлива, хотя причины, вызывающие пульсации, в этом случае обычно иные. Вибрационное сгорание так же препятствует созданию мощных двигателей твердого топлива, как это было отмечено для жидкостных двигателей. Возникновение вибрационного сгорания связано, в частности, с колебаниями давления акустического типа, возникающими в заряде твердого топлива. Каждый раз, когда волна давления достигает какой-либо поверхности горения, скорость сгорания возрастает (интересно, что такое же возрастание зафиксировано в опыте и под действием акустических волн от обычной сирены при некоторых, вполне определенных частотах). Эти пульсации скорости сгорания, в свою очередь, усиливают интенсивность волн давления. В конце концов возникают недопустимо большие колебания давления, которые могут привести к срыву горения или же к разрушению заряда и его взрывному сгоранию. Для подавления пульсаций конструктор может использовать разные методы: увеличить вязкость топлива, что приведет к ослаблению волн давления, ввести в топливо различные присадки, гасящие пульсации при сгорании, изменить геометрию заряда с тем, чтобы устранить совпадение частоты пульсаций давления с частотой его собственных колебаний (иначе возникнет резонансное горение с очень большой амплитудой колебаний давления) и др.

Чтобы закончить наш рассказ о сгорании в двигателе твердого топлива, стоит упомянуть о том, как осуществляется запуск такого двигателя, т. е. воспламенение топлива при запуске. Для этого существуют различные запальные устройства, основой которых служит, как правило, электрозапал. Электрический разряд через тонкую проволочку в этом запале приводит к выделению большого количества тепла и взрывному испарению металла проволоки. Обычно это вызывает воспламенение окружающего проволоку небольшого пиропатрона с быстро сгорающим порохом, который уже инициирует сгорание основного топливного заряда двигателя.

В последнее время за рубежом начинают шире применять методы запуска двигателя, т. е. поджигания его заряда, путем впрыска в камеру сгорания небольшого количества самовоспламеняющегося жидкого топлива. Та-



кое «химическое» воспламенение представляет собой уже некоторое «сотрудничество» обоих видов топлива — жидкого и твердого, о котором подробнее будет рассказано в следующей главе.

Но вернемся к ракетным двигателям твердого топлива. Где и как применяются эти двигатели в настоящее время?

Нужно заметить, что ракетным двигателям твердого топлива приходится отстаивать право на применение в довольно ожесточенной борьбе со своими конкурентами — жидкостными ракетными двигателями. И такова логика этой борьбы, что ни одна из сторон не в состоянии одержать решительной победы — каждая имеет и сильные, и слабые места, каждая завоевала определенные области применения. Впрочем, это не значит, что все уже раз и навсегда сложилось — иногда одна из сторон переходит в довольно решительное наступление и теснит «противника». Пожалуй, в последнее время на этот раз наступающей стороной являются двигатели твердого топлива. Это объясняется многими несомненными достоинствами таких двигателей.

Действительно, разве не бросается в глаза несомненная относительная простота двигателей твердого топлива по сравнению с жидкостными? Одно отсутствие системы подачи топлива или охлаждения стенок делает двигатели и относительно более дешевыми. Конечно, указанные достоинства несут в себе и определенные недостатки — ограниченность времени работы, невозможность регулирования тяги и др., что должно быть учтено при определении области применения. Но для ряда весьма важных областей такие недостатки не имеют практического значения.

Важным достоинством двигателей твердого топлива является их постоянная готовность к действию. Двигатель этого рода или ракета с ним может храниться на складе годы, а затем, в любую минуту, оказывается возможным их использование. Вряд ли нужно доказывать, насколько важна эта возможность в ряде областей применения, особенно, в военной технике. Справедливости ради надо заметить, что в последние годы уже появились первые жидкостные ракетные двигатели и ракеты с ними «сохраняемые» или «заранее снаряжаемые», как их называют. Легко видеть, какими методами можно соз-

дать подобные жидкостные двигатели. Прежде всего, запас топлива на ракете в этом случае не должен уменьшаться со временем, т. е. топливо не должно испаряться, как не должно, впрочем, и замерзать. Очевидно, например, что двигатели, работающие на так называемых криогенных топливах, т. е. сжиженных постоянных газах — жидком кислороде, водороде и др. — тут уж не годятся вовсе, ведь в полностью заправленных баках ракеты после даже относительно недолгого хранения просто не останется топлива, оно все целиком испарится. К сожалению, именно криогенные топлива обладают особенно большими потенциальными возможностями и перспективами применения в ракетной технике настоящего и будущего (об этом мы узнаем из главы 9). Сохраняемые же жидкие топлива, т. е. пригодные для длительного хранения, например, азотная кислота, керосин и др., качественно уступают криогенным по тем характеристикам летательного аппарата, которые они могут обеспечить. И все же необходимость в длительном хранении часто оказывается сильнее, отчего и разрабатываются «сохраняемые» жидкостные двигатели. Двигатели твердого топлива в абсолютном большинстве случаев обладают хорошими характеристиками в этом отношении.

Если же говорить о недостатках двигателей твердого топлива, то, кроме уже известных нам, именно, трудности регулирования тяги и кратковременности работы, очень важным недостатком является относительно меньшая по сравнению с жидкостными двигателями удельная тяга. Малая удельная тяга означает больший расход топлива при той же тяге и, следовательно, необходимость в большем запасе топлива на ракете. Во многих случаях, в частности, в космонавтике, удельная тяга является решающим фактором — только при достаточно большом ее значении вообще можно совершить тот или иной космический полет. В общем же случае уменьшение удельной тяги означает естественное уменьшение полезного груза на ракете. Правда, некоторое уменьшение удельной тяги может быть более чем компенсировано уменьшением веса самого двигателя — ведь это позволяет соответственно увеличить запас топлива на ракете, что требует тщательной оценки в каждом конкретном случае. Но все же здесь двигатели твердого топлива явно усту-

пают жидкостным, вернее говоря, твердые топлива уступают жидким.

Другой серьезный недостаток твердотопливного двигателя касается возможностей изменения как направления, так и величины силы тяги, создаваемой двигателем. Легко видеть, для чего нужно изменение направления действия силы тяги, или, как говорят, направления вектора тяги: речь идет об управлении полетом ракеты при работающем двигателе, т. е. на так называемом активном участке траектории полета.

Общие принципы такого управления были разработаны еще К. Э. Циолковским, некоторые предложенные им методы широко используются и в настоящее время. В частности, применяются так называемые газовые рули, т. е. рулевые плоскости, расположенные в струе вытекающих из двигателя газов. Однако такие плоскости находятся в слишком тяжелых условиях работы, ибо омываются стремительным потоком раскаленных газов; поэтому они изготавливаются из жароупорных материалов, например, из графита. Понятно, что такая относительно сложная и дорогая система управления вектором тяги не очень-то совершенна для твердотопливного двигателя.

Другим методом является поворот тяговой камеры двигателя, для чего ее устанавливают на специальной шарнирной подвеске, так называемом карданном кольце. Но это удобно в случае жидкостного двигателя, когда тяговая камера относительно невелика, а поворачивать подобным образом громоздкую (ведь в ней весь запас топлива!) тяговую камеру двигателя твердого топлива далеко не так просто. Поэтому такой метод для твердотопливных двигателей практически не используется.

Но как же быть? Ведь изменять направление вектора тяги все же необходимо, иначе не удастся управлять полетом ракеты на активном участке. Можно, конечно, использовать аэродинамические рули, как у самолета, но они обычно оказываются слишком большими, да и пригодны только в плотной атмосфере.

Именно из-за этой трудности до последнего времени твердотопливные двигатели устанавливались лишь на неуправляемых ракетах. В этом случае неподвижные аэродинамические поверхности, так называемые стабилизаторы, служат лишь (вместе с некоторыми другими

способами) для того, чтобы обеспечить устойчивый полет ракеты, как это сделано, например, в снарядах «Катюш». На всех управляемых ракетах устанавливались только жидкостные двигатели. Однако в последнее время положение изменилось — уже имеется большое число управляемых твердотопливных ракет. Одним из применяющихся методов регулирования направления вектора тяги на этих ракетах является использование поворотных сопел двигателя.

Само собой разумеется, что для изменения направления вытекающей из двигателя струи газов нет необходимости поворачивать в соответствующее положение всю тяговую камеру двигателя, как это делается в случае жидкостных двигателей. Достаточно лишь осуществить поворот одного реактивного сопла, не трогая при этом камеру сгорания. Разработан ряд конструкций таких поворотных сопел, но работа в этом направлении еще продолжается и, нужно заметить, здесь открывается обширное и благодарное поле для изобретательской деятельности. Можно не сомневаться, что будут отработаны удачные, надежные и простые конструкции двигателей с поворотным соплом, которые найдут широкое применение в управляемых ракетах многих типов. При этом достаточно будет связать сопло с системой управления полетом ракеты, чтобы этот полет стал действительно автоматически управляемым.

Но можно изменить направление вытекающей из сопла реактивной струи и иначе. Чтобы понять, о чем здесь идет речь, достаточно вспомнить то, что было сказано выше о так называемых «аэродинамических» соплах, т. е. таких, в которых струя формируется с помощью вспомогательных струй другого газа или жидкости. Действительно, достаточно ввести в сопло вблизи его выходного сечения струю газа (например, отвести для этой цели газ по трубке из камеры сгорания двигателя) или жидкости, чтобы поток газов в сопле изменил свое строение и отклонился в противоположную сторону. Пожалуй, подобная система может оказаться лучше всех других.

Что касается изменения величины тяги, то здесь дело обстоит гораздо хуже. По существу, как указывалось выше, удастся лишь осуществлять некоторое заранее заданное, т. е. программированное изменение величины тяги по времени путем подбора соответствующей геомет-

рии и структуры заряда. Отдельные попытки более радикального решения почти не в счет. Практически единственное, чего пытаются достичь конструктор, это точное отключение двигателя в заданный момент полета, без чего нельзя обеспечить нужную траекторию ракеты. Обычно для этой цели внутренность камеры сгорания

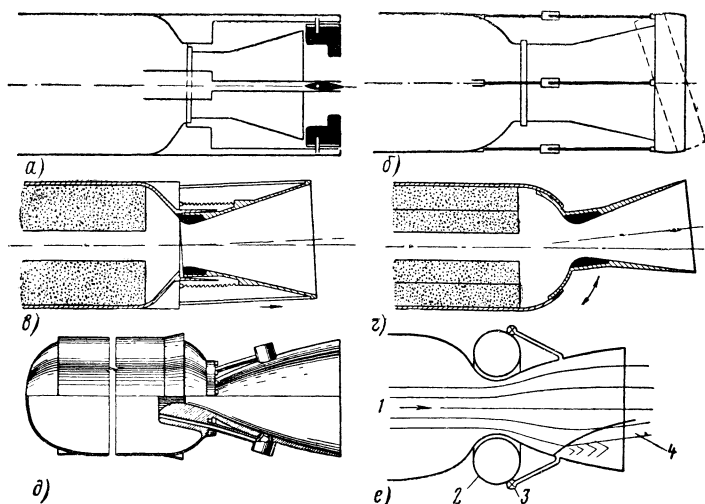


Рис. 56. Так можно управлять направлением вектора тяги двигателя твердого топлива (т. е. направлением реактивной струи):

а)—поворотные рули, помещенные в реактивную струю; б)—поворотное кольцо на выходе из сопла; в)—поворотное сопло с упругим соединением (металлическая «гармошка»); г)—поворотное сопло на шаровой (карданной) подвеске. Но можно и так: д)—перепуск газов из камеры сгорания в сопло, отклоняющий реактивную струю; е)—впрыск жидкости в реактивное сопло для отклонения струи.

1—направление потока газов; 2—бак с жидкостью; 3—кран; 4—отклоненный газовый поток

сообщается с атмосферой через специальное отверстие, в результате чего давление в камере резко снижается, а это прекращает горение топлива.

После всего сказанного становится понятно, где и почему применяются в настоящее время двигатели твердого топлива. В авиации эти двигатели нашли, в общем, довольно ограниченное применение в качестве стартовых ускорителей. В этой роли они успешно соревнуются с жидкостными двигателями. Легкие, простые, надежные

и, вместе с тем, достаточно мощные, они способны на много ускорить и облегчить взлет самолета, укоротить разбег при взлете (а то и вовсе совершить так называемый катапультируемый взлет без разбега) или позволить увеличить взлетный вес самолета, т. е. его полезную нагрузку. После того, как при взлете за доли минуты (в этих случаях обычно двигатели больше не работают) пороховые ракеты отработывают, их чаще всего просто сбрасывают с самолета. Обычно для этой цели на самолете устанавливается не одна, а целая батарея ракет — они подвешиваются под крылом или же располагаются в специальных кассетах — держателях на фюзеляже. Тяга таких двигателей составляет от нескольких сот килограммов до десятков тонн (обычно для беспилотных самолетов-снарядов).

Зато в ракетной технике и, прежде всего, в ракетной артиллерии твердотопливные двигатели нашли широкое применение. Пожалуй, прежде всего это касается реактивных минометов типа прославленных «Катюш», способных вести массированный, залповый огонь снарядами-минами с ракетными двигателями твердого топлива. Легко соскользнув с легких ферменных или трубчатых направляющих, установленных на автомашине, катере, самолете или танке, эти снаряды приобретают огромную скорость. Такие снаряды, как уже отмечалось выше, behave, как правило, неуправляемыми.

Дальность их полета относительно невелика, обычно она составляет несколько километров, вес снаряда колеблется от нескольких килограммов до десятков и даже сотен килограммов.

Применяются подобные снаряды и в качестве противотанковых, причем в этом случае они обычно делаются управляемыми. Иногда для управления полетом таких ракетных снарядов используется проводная связь — летящий снаряд сматывает с барабана телефонный провод, по которому подаются с пункта стрельбы команды органам управления снаряда, обычно, аэродинамическим рулям.

Но твердотопливные ракетные снаряды используются не только в артиллерии ближнего боя. Многие из таких баллистических снарядов способны вести огонь по целям, удаленным на расстояние в десятки и даже сотни, а то и тысячи километров. Понятно, что в этом случае

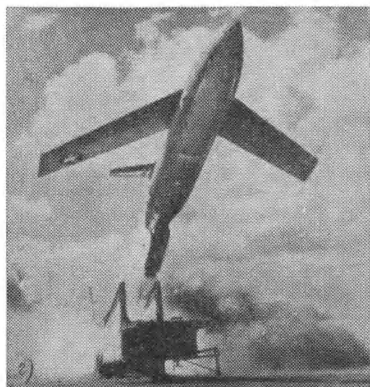
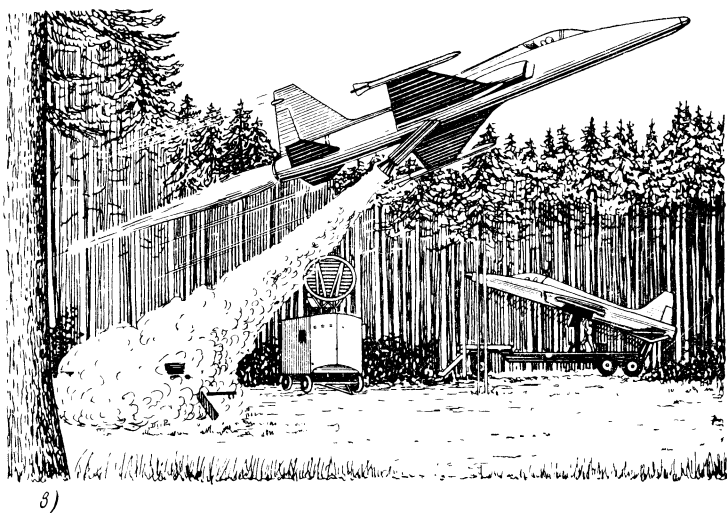
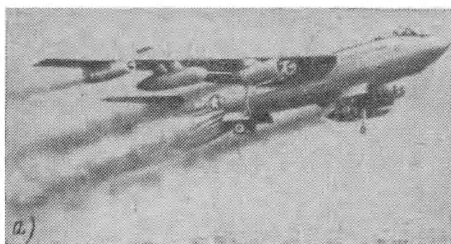


Рис. 57. Стартовые ракетные двигатели твердого топлива в авиации

а)—взлет реактивного бомбардировщика с помощью стартовых ракетных двигателей, б)—33 таких двигателя тягой по 450 кг сбрасываются после взлета; в)—катапультируемый взлет истребителя с помощью стартовых пороховых ракет; г)—взлет беспилотного самолета-снаряда «Матадор» с помощью стартового ракетного двигателя тягой примерно 23 Т (США)

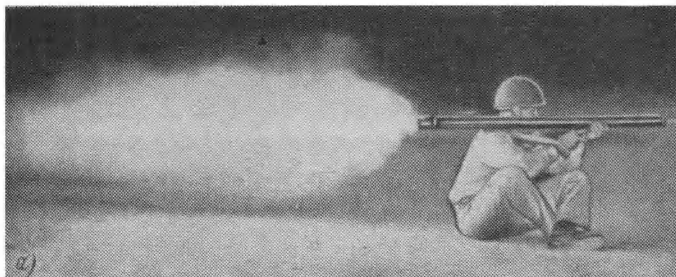


Рис. 58. Ракетная артиллерия ближнего боя:

а) — индивидуальное ракетное оружие типа «Базука»; б) — батарея «Катюш» (боевые установки М-13) готовится к очередному залпу



снаряды должны быть обязательно управляемыми (иначе трудно поразить цель), а также обладать внушительными размерами. Действительно, некоторые из подобных зарубежных дальних баллистических твердотопливных ракет имеют длину, иногда превышающую 10 м, а вес (главным образом, конечно, это вес топливного заряда) несколько тонн. Двигатели этих ракет развивают иногда тягу более десяти тонн и способны работать в течение нескольких минут.

В этой области дальней ракетной артиллерии двигатели твердого топлива успешно конкурируют с жидкостными, но только до тех пор, пока дальность полета ракет не становится очень большой, например, межконтинентальной. В этом случае уже становится весьма существенной роль удельной тяги. А в этом вопросе твердотопливный двигатель отстает от жидкостных ракетных двигателей. Поэтому до самого последнего времени все зарубежные межконтинентальные баллистические снаряды, например, снаряды «Атлас» и «Титан» в США, имели жидкостные ракетные двигатели.

Но в последние годы двигатели твердого топлива, как и ракеты с ними усовершенствовались настолько, что становятся все более опасными конкурентами жидкостным двигателям и в области межконтинентальных ракет. Прежде всего, конечно, это объясняется разработкой улучшенных твердых топлив, а также достоинствами ракет твердого топлива. В США, например, имеется межконтинентальный баллистический снаряд «Минитмен» с двигателем твердого топлива. Начальный вес этого снаряда равен примерно 29 т, он представляет собой трехступенчатую ракету с двигателями твердого топлива на каждой ступени, причем тяга двигателя первой ступени равна примерно 72 т. Общая длина снаряда равна 17 м, а его диаметр примерно 1,9 м.

Наряду с использованием в военной технике, пороховые ракетные двигатели получили и большое мирное применение. Прежде всего, за ними сохранилась их старинная и широко известная роль фейерверочных, сигнальных, спасательных и иных ракет. В послевоенные годы большое значение приобрели научно-исследовательские твердотопливные ракеты различного назначения. Такие ракеты служат для аэродинамических, метеорологических, геофизических, биологических и дру-

гих исследований; причем, иногда они имеют не одну, а две, три и даже четыре и пять ступеней. Часто двигатели твердого топлива используются при этом и в качестве так называемых бустеров, т. е. стартовых ускорителей жидкостных ракет, и бывают при этом весьма мощными.

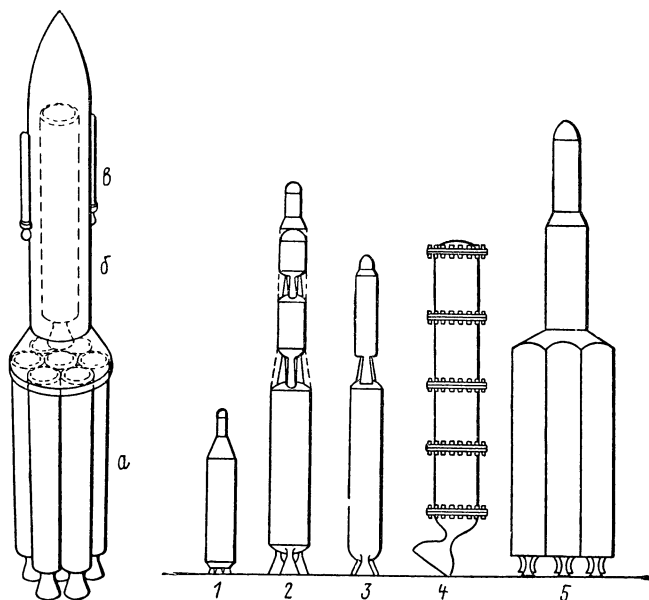


Рис. 59. Мощные ракеты твердого топлива. Слева — схема двухступенчатой ракеты твердого топлива:

а)—связка из семи двигателей первой ступени; б)—один двигатель второй ступени; в)—двигатели системы управления полетом ракеты.

Справа:

1—баллистический снаряд средней дальности «Поларис» (США); 2—межконтинентальный трехступенчатый баллистический снаряд «Минитмен» (США); 3—проект двухступенчатого межконтинентального баллистического снаряда; 4—космическая ракета-носитель с секционированным двигателем; 5—проект трехступенчатой ракеты для полета на Луну с полезным грузом 900 кг (на первой ступени — связка двигателей)

А штурм космоса? Какова тут роль двигателей твердого топлива?

И в этом отношении взгляды на возможности твердотопливных ракет за рубежом в последние годы подверглись довольно основательной переработке, как это имело место и по отношению к дальним боевым ракетам. Первое время в США, например, твердотопливные дви-

гатели применялись лишь на верхних, небольших по размерам ступенях космических ракет-носителей, а также в качестве бустеров. Но затем такие двигатели стали устанавливаться и на других ступенях, а в последнее время уже осуществлены запуски спутников с помощью многоступенчатой ракеты с одними лишь двигателями твердого топлива (например, спутник «Эксплорер XVI» запущен 16 декабря 1962 г. в США с помощью 4-ступенчатой ракеты «Скаут»). Эти двигатели будут применяться для таких целей и впредь, ибо в тех случаях, когда они способны справиться с задачей, они проще и дешевле, чем жидкостные. Но, конечно, далеко не со всеми задачами, которые под силу жидкостным космическим ракетам, могут справиться твердотопливные ракеты. Можно думать, что за твердотопливными ракетами останется область космических полетов со сравнительно небольшими значениями так называемой идеальной скорости (этим термином характеризуется общая затрата энергии на совершение полета, поскольку, чем больше энергия, тем больше возможная, или идеальная скорость ракеты). В частности, это касается большинства околоземных полетов, если величина полезного груза не слишком велика. Известно, что для этих целей за рубежом разрабатываются мощные секционированные двигатели твердого топлива с тягой в несколько сот и даже тысяч тонн. Жидкостные ракеты будут использоваться для более сложных полетов — на большие расстояния и с большим полезным грузом, например, на Луну и планеты. Впрочем, для еще более сложных космических полетов и эти ракеты должны будут уступить место более совершенным — о них пойдет речь в двух последних главах книги.

---

**„СИМБИОЗ“ В МИРЕ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

---

**Н**азвание этой главы способно поставить в тупик: ведь симбиоз это понятие специфически биологическое. Вспомним: этим термином называется обычно такая форма сожительства различных биологических организмов — растений и животных, при которой обе «стороны» получают взаимную выгоду. Действительно, на память приходят наиболее известные формы симбиоза: бактерии и корни растений, рак-отшельник и актиния, рыба-лоцман, питающаяся со стола акулы и, вместе с тем, «наводящая» ее на цель.

Но какое все это имеет отношение к реактивным двигателям? Оказывается и тут есть примеры такого взаимовыгодного «сожительства». И ничего удивительного в этом нет, ибо мы знаем, что у каждого типа реактивного двигателя есть свои недостатки и слабости, иногда отсутствующие у двигателя другого типа. Почему бы не «скооперироваться» в этом случае, заимствуя опыт у живой природы? Ведь этот путь используется уже многими науками, создана даже специальная наука о таком заимствовании — бионика.

В реактивной технике имеется уже немало примеров «симбиоза» различных реактивных двигателей. Иногда подобный «симбиоз» сводится просто к одновременной установке на летательном аппарате двигателей разных типов (например, установке на самолете жидкостного ракетного двигателя вдобавок к турбореактивному).

А иногда он заходит гораздо дальше так, что оба типа двигателей как бы органически объединяются, сливаются в один, уже качественно новый. Тут получается что-то похожее на некое межвидовое скрещивание, своеобразную гибридизацию, если пользоваться по-прежнему биологическими аналогиями. Получающиеся в результате двигательные «гибриды» часто обладают очень ценными качествами, как это случается и в живой природе.

Знакомство с примерами «симбиоза» в мире реактивных двигателей и различными двигателями — «гибридами» начнем с двигателя, о котором уже шла речь в гл. 4. Помните, там рассказывалось о турбореактивном двигателе с форсажной камерой? Отмечалось и то обстоятельство, что форсажная камера по рабочему процессу и конструкции представляет собой, по существу, тот же прямоточный двигатель. Тут два двигателя как бы мирно уживаются в одном. Мы уже знаем, каким плодотворным оказалось это «сожительство» — огромное число таких двигателей находится в настоящее время на вооружении современной авиации, прежде всего, военной. С их помощью авиация достигла многих успехов, да и в будущем, как считают многие зарубежные специалисты, именно турбореактивный двигатель с форсажной камерой может стать основным двигателем сверхзвуковой авиации при скоростях полета, превосходящих звуковую в 2—3 раза.

Но хорошо известно, что с ростом скорости полета прямоточный двигатель становится выгоднее турбореактивного, а этот последний как бы «вырождается» — огрывает нужда в его компрессоре и турбине. Поэтому то обстоятельство, что воздух на пути к прямоточному двигателю (форсажной камере) должен обязательно во всех случаях проходить через турбореактивный двигатель, становится недостатком при таких больших скоростях. Нельзя ли избавиться от этого недостатка?

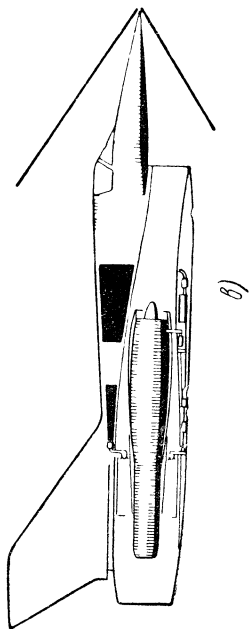
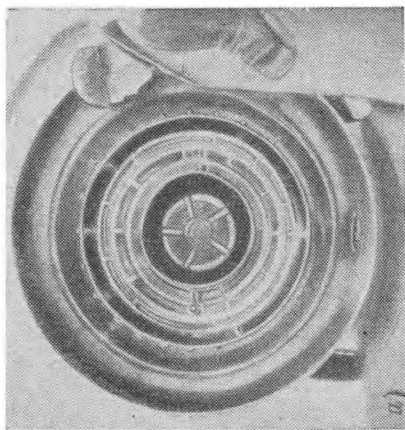
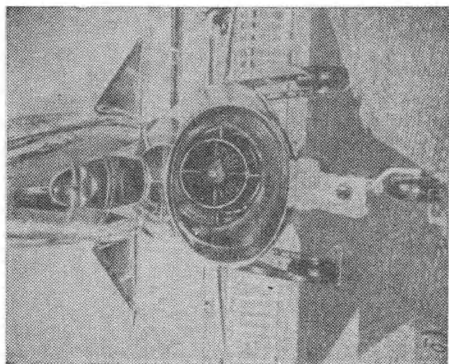
Путь такого усовершенствования «симбиоза» турбореактивного и прямоточного двигателей имеется. Он заключается в создании двигателя, получившего название *турбопрямоточного* и представляющего собой иной вариант все того же «гибрида» этих двух двигателей. Очевидно, что если есть нужда во временном «отключении» турбореактивного двигателя, то нужно предусмотреть возможность изменения воздушного потока, поступаю-

щего в двигатель, так, чтобы он направлялся прямо в прямоточный помимо турбореактивного. В этом и заключается суть идеи нового «гибрида», который можно назвать турбопрямоточным двигателем.

Впрочем, чаще этот термин относят к двигателю, устроенному иначе. Если в первом примере «симбиоза» оба составляющих двигателя — турбореактивный и прямоточный — расположены последовательно, один за другим, то их можно расположить и как бы параллельно. Для этого, правда, нет необходимости в установке обоих двигателей рядом, бок о бок, гораздо выгоднее расположить турбореактивный двигатель... внутри прямоточного, в виде своеобразного центрального тела. А ведь, как мы уже знаем, сверхзвуковой прямоточный двигатель практически всегда имеет такое центральное тело.

Тогда турбопрямоточный двигатель работает как турбореактивный при относительно малых скоростях полета, причем на этом режиме вход в кольцевой тракт прямоточного двигателя (вокруг турбореактивного) может закрываться специальной заслонкой. Затем работают оба двигателя, пока, наконец, достигаются такие большие скорости полета, когда уже турбореактивный двигатель выключается (его входное отверстие может быть перекрыто) так, что работает один прямоточный. Двигатель подобного рода установлен, например, на французском самолете-истребителе «Гриффон» II. Корпус прямоточного двигателя образован фюзеляжем самолета, внутри прямоточного установлен турбореактивный двигатель.

По другому, тоже французскому проекту, турбопрямоточным двигателем должен быть снабжен вертикально взлетающий истребитель с кольцевым крылом. Подобный самолет, получивший название «колеоптер», уже испытывается, но только с одним лишь турбореактивным двигателем. Он взлетает и садится вертикально, т. е. не нуждается в длинных взлетно-посадочных полосах обычных аэродромов (мы ниже еще вернемся к летательным аппаратам другого типа, обладающим этим замечательным достоинством), а затем поворачивается наборк и летит в горизонтальном полете подобно обычному реактивному самолету. И вот такой «колеоптер» предполагают снабдить вместо турбореактивного — турбопрямоточным двигателем. Для этого кольцевой канал между фю-



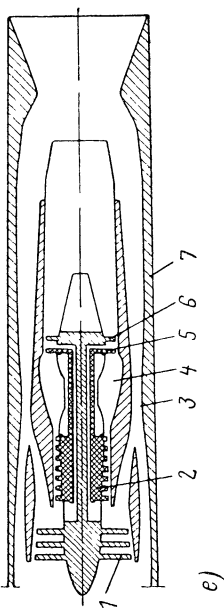
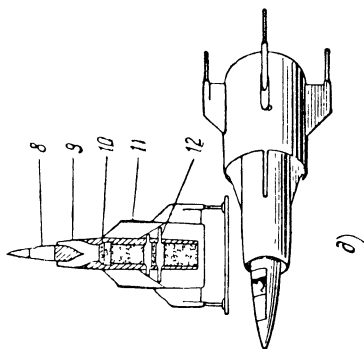
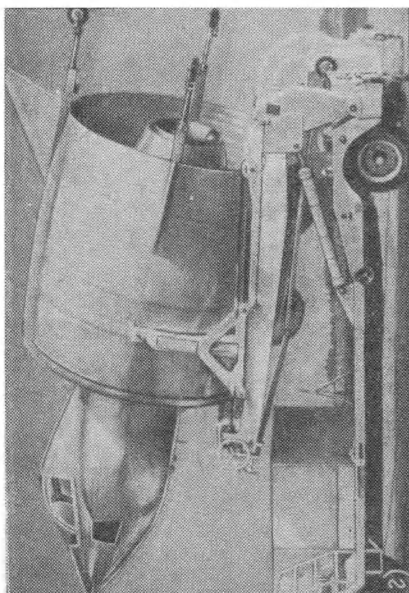


Рис. 60. Турбопрямоточный «Грифон» II с турбопрямоточным двигателем:

а) — вид на реактивное сопло двигателя; б) — вид на воздухозаборник; в) — схема самолета; г) — испытывающийся во Франции «колеоптер» с турбореактивным двигателем; д) — проекция «колеоптера» с турбопрямоточным двигателем; е) — схема «турбовентиляторнопрямоточного» двигателя.  
1 — вентилятор; 2 — компрессор; 3 — вентиляционный контур; 4 — камера сгорания; 5 — турбина высокого давления; 6 — турбина низкого давления; 7 — корпус двигателя; 8 — кабина летчика; 9 — воздухозаборник; 10 — двигатель; 11 — кольцевое крыло; 12 — топливные форсунки прямоточного двигателя



зеляжем и крылом должен быть использован, хотя бы частично, в качестве газозвоздушного тракта — «конвейера» прямоточного двигателя. В результате самолет получит возможность лететь с большой сверхзвуковой скоростью.

Турбопрямоточный «гибрид» может быть создан и на базе двухконтурного турбореактивного двигателя, это даже улучшит его характеристики при дозвуковом полете. Не удивительно, что подобный двигатель (его можно назвать «турбовентиляторнопрямоточным») предполагают за рубежом использовать на сверхзвуковых пассажирских лайнерах будущего.

Однако турбореактивный двигатель вовсе не обязательно вступает в «симбиоз» только с прямоточным (как, впрочем, и прямоточный не с одним турбореактивным). Чтобы рассказать еще об одном примере такого «симбиоза» турбореактивного двигателя, нам нужно затронуть совершенно новую для нашей книги, но весьма важную для современной авиации тему. Речь пойдет о летательных аппаратах вертикального взлета и посадки, к числу которых принадлежит, впрочем, и уже упомянутый выше «колеоптер».

Создание летательных аппаратов, обладающих способностью совершать вертикальный взлет и такую же посадку, приобретает особенно большое значение именно в связи с бурным ростом скорости полета самолетов. Ведь чем больше скорость полета, тем, обычно, больше и длина взлетно-посадочной дистанции, ибо увеличение скорости сопровождается уменьшением несущих плоскостей самолета, т. е. его крыла. Современные скоростные реактивные самолеты, как военные, так и гражданские, например, ТУ-104, пробегают при взлете и посадке по бетонной полосе аэродрома более двух, а иногда и трех километров.

Совершенно понятно стремление конструкторов создать летательные аппараты, свободные от этого недостатка — дело не только и даже не столько в том, что современные аэродромы очень дороги и требуют больших площадей, как в том, что вынужденная посадка самолета где-нибудь вне такого аэродрома оказывается обычно равносильной катастрофе.

Хорошо известны и широко применяются летательные аппараты — вертолеты, не нуждающиеся в больших

аэродромах, поскольку они способны осуществлять вертикальный взлет и такую же посадку. Однако особенности вертолетов заставляют дорого платить за эту замечательную способность и, прежде всего, относительно малой скоростью полета, не сравнимой, конечно, со скоростью современных реактивных самолетов. Несколько лучше в этом отношении характеристики своеобразных летательных аппаратов, сочетающих черты самолета и вертолета, т. е. крыло и несущий винт — такие аппараты получили название винтокрылов. Один из них, конструкции Н. И. Камова, был впервые показан в полете во время традиционного авиационного праздника в Тушино в 1961 г. Однако и винтокрыл не идет ни в какое сравнение с самолетом по скорости полета.

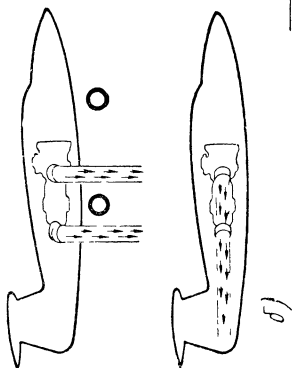
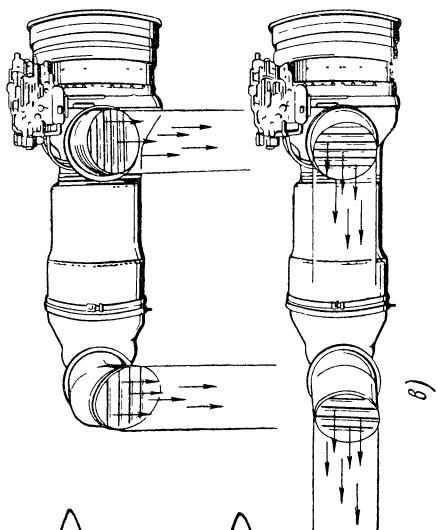
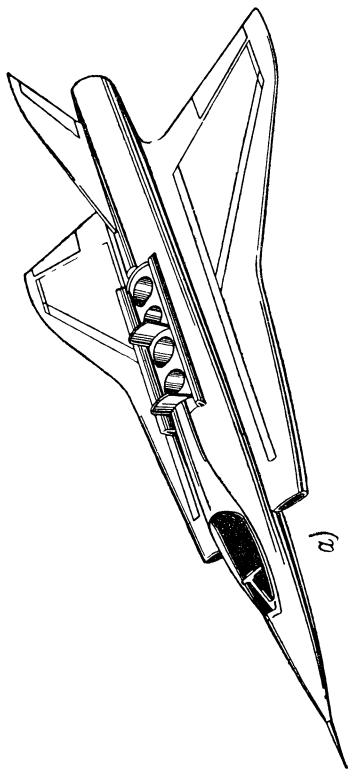
Как же можно представить себе летательный аппарат, у которого при сохранении современных огромных скоростей полета самолета появилось бы замечательное свойство вертикального взлета и посадки?

Проектов и даже осуществленных конструкций подобных летательных аппаратов уже имеется много. Одни из них основаны на повороте двигателей, создающих вертикальную тягу при взлете и посадке и обычную горизонтальную — в полете; в других применено отклонение реактивной струи двигателей; в третьих используется поворот всего крыла с установленными на нем двигателями; четвертые поворачиваются сами в полете, подобно упомянутому выше «колеоптеру», наконец, в пятых устанавливаются специальные, легкие и мощные так называемые подъемные двигатели, работающие только при взлете и посадке и т. д.<sup>1</sup>

Но какова бы ни была схема подобного летательного аппарата, их конструктору приходится сталкиваться с одной, общей задачей, связанной с силовой установкой аппарата. Суть этой проблемы заключается в резко различных условиях работы двигателя самолета, создающего тягу для горизонтального полета или подъемную силу для взлета, ибо для осуществления горизонтального полета самолета двигателю приходится создавать тягу, необходимую для преодоления лобового сопротивления, которая для обычных самолетов по крайней мере в несколько раз меньше подъемной силы, т. е. веса самолета.

---

<sup>1</sup> Подробнее об этих самолетах см., например, книгу автора «В небе завтрашнего дня», Детгиз, 1964.



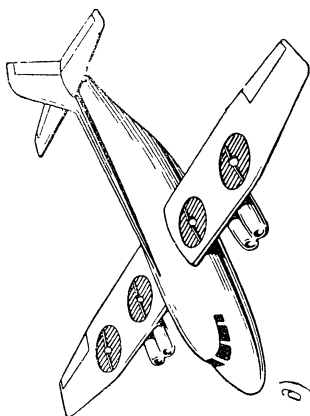
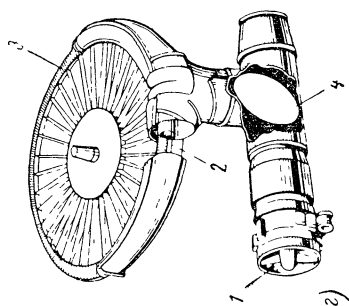


Рис. 61. Реактивные самолеты вертикального взлета:

а) — принцип раздельных двигателей модель истребителя с одним тяговым и четырьмя подъемными турбореактивными двигателями (Англия). Принцип отклонения реактивной струи, турбовентиляторный двигатель BS53 (Англия) с поворотными реактивными соплами; б) — направление реактивных струй при взлете — посадке и в горизонтальном полете; в) — соответствующие положения реактивных сопел, снабженных решетками отклоняющих

лопаток. Принцип «симбиоза», турбореактивный двигатель сочетается с подъемными вентиляторами; г) — «симбиоз» турбореактивного двигателя с подъемным вентилятором; д) — проект самолета с четырьмя турбореактивными винтами в крыле (США). 1 — турбореактивный двигатель; 2 — лопатки турбины по ободу вентилятора; 3 — вентилятор; 4 — клапан переключения

Поэтому для вертикального взлета нужен, соответственно, в несколько раз более мощный двигатель, чем для нормального полета. Как справиться с этой задачей?

Одна возможность ее решения связана с тем физическим процессом, который лежит в основе создания движущей силы на летальном аппарате, именно, с отбросом воздуха (или газов). Мы уже знаем (об этом шла речь в гл. I), что движущая сила, представляющая собой силу реакции отбрасываемой струи, численно равна количеству движения этой струи, т. е. произведению ее массы на скорость. Следовательно, одну и ту же движущую силу можно получить при разных комбинациях величин отбрасываемой массы и скорости и, соответственно, разных значениях мощности двигателя (эта последняя пропорциональна кинетической энергии струи, т. е. произведению массы на квадрат скорости). Нам уже встречались случаи, когда конструктор с успехом пользуется такой возможностью для увеличения эффективности работы двигателя. Помните, в гл. 3 рассказывалось о различных «близких родственниках» турбореактивного двигателя? Некоторые из них различаются именно этим соотношением массы и скорости. Так, например, в турбовинтовом двигателе отбрасывается много воздуха с относительно малой скоростью, а в турбовентиляторном сочетаются две струи — горячего воздуха (газов) с большой скоростью и холодного — с малой. Это позволяет избирать при одной и той же мощности наиболее выгодную скорость струи — с уменьшением скорости полета такая наиболее выгодная скорость уменьшается.

Но как быть в случае аппарата вертикального взлета? Ведь в процессе взлета целесообразно было бы иметь максимально возможную массу с минимальной скоростью отброса, а в горизонтальном высокоскоростном полете выгодно сильно уменьшить массу с соответствующим увеличением скорости отброса. И хотя подобная «реконструкция» двигателя в процессе полета дело весьма хитрое, конструкторы идут на нее, так как другие пути решения проблемы часто оказываются еще более сложными. При этом и приходится, обычно, пользоваться методами «симбиоза». Пожалуй, турбовентиляторный двигатель уже тоже в какой-то мере представляет собой пример подобного «симбиоза», ибо в нем сочетаются турбореактивный и турбовинтовой двигатель. В ряде

предложенных и, частично, осуществленных проектов самолетов вертикального взлета применяют, например, специальные несущие винты довольно большого диаметра, расположенные в фюзеляже или на крыле — они создают подъемную силу. При этом обычные турбореактивные двигатели самолета, создающие тягу в полете, на взлете не отбрасывают реактивную струю назад, как всегда, а направляют ее в турбину, вращающую несущие винты. Так обеспечивается увеличение отбрасываемой массы ценой уменьшения скорости, что позволяет при одной и той же мощности двигателя создавать и эффективную движущую тягу для полета и гораздо большую по величине подъемную силу для взлета. Такой «симбиоз» турбореактивного двигателя и винта явно выгоден для самолета: ведь винт большого диаметра развивает тягу в несколько раз большую, чем реактивная струя двигателя при той же мощности.

Все сказанное о «симбиозе» турбореактивного двигателя может привести к неправильному представлению, что «симбиоз» возможен только с другими воздушно-реактивными двигателями. В действительности дело обстоит не так. Предлагаются и такие «симбиозные» силовые установки самолетов, в которых сочетаются турбореактивный двигатель с жидкостным ракетным. Подобные двигатели обычно называют *турборакетными*. В чем их идея?

Она связана с турбиной, этой ахиллесовой пятой турбореактивного двигателя. Ведь мы знаем, что турбина, точнее, ее лопатки заставляют сильно разбавлять воздухом газы, выходящие из камеры сгорания, с тем, чтобы охладить их. Но это резко уменьшает возможную тягу двигателя, столь необходимую для совершения сверхзвукового полета. Невольно приходит в голову мысль, нельзя ли обойтись как-нибудь без турбинных лопаток? Одно из возможных решений и дает «симбиоз» турбореактивного и ракетного двигателей. Действительно, если устранить турбину с пути газов, движущихся из камеры сгорания в реактивное сопло, просто ликвидировать этот пост на «конвейере», то необходимость охлаждения газов отпадет. Но как заставить вращаться турбину, где найти необходимую для этого огромную мощность в десятки тысяч лошадиных сил? Вот тут-то вступает в действие второй член «сообщества» — раке-

ный двигатель. Газы, расширяющиеся на лопатках турбины, будут в этом случае образовываться в результате сгорания ракетного топлива в специальном жидкостном ракетном двигателе. Особенно выгодно использование в таком двигателе некоторых однокомпонентных топлив, в частности, ацетилена. «Сгорание» ацетилена в двигателе представляет собой его диссоциацию, т. е. разложение на молекулы составляющих ацетилен химических элементов — водорода и углерода. При этом выделяется достаточно большое количество тепла, чтобы температура продуктов диссоциации достигла примерно  $1500^{\circ}\text{C}$ . С такой температурой они уже могут быть направлены в турбину, стойкость лопаток которой в этом случае будет гораздо большей в связи с восстановительным (т. е. не окисляющим) характером газов. Мало того, за турбиной, в устройстве, подобном форсажной камере, продукты диссоциации могут быть сожжены в воздухе, который подает компрессор, что устраняет необходимость и в какой-либо другой камере сгорания, и в другом топливе, кроме ракетного. Подобный турборакетный двигатель мог бы рассчитывать на успешное применение на сверхзвуковых высотных самолетах, обладая меньшим расходом топлива, чем ракетный, и большей высотностью, чем турборсажтивный. Имеются перспективы его применения и на первых ступенях ракет-носителей. Правда, пока еще это только идеи, расчеты, опыты. Сведений о применении подобного двигателя за рубежом опубликовано не было, хотя есть данные о проведении испытаний.

Но если может оказаться удачным «симбиоз» ракетного двигателя с турбореактивным, то еще большего можно ждать от «симбиоза» ракетного двигателя с другим представителем семейства воздушно-реактивных двигателей — прямоточным. Нужно признаться, что идея осуществления подобного «симбиоза» кажется вполне логичной, поскольку прямоточный двигатель не в состоянии обеспечить самостоятельный взлет самолета и для этого требуется содействие другого двигателя, например, ракетного. Уже известны за рубежом летательные беспилотные аппараты, на которых установлены оба эти двигателя. В этих случаях ракетный двигатель разгоняет аппарат до такой скорости, когда прямоточный начинает развивать тягу, необходимую для полета.

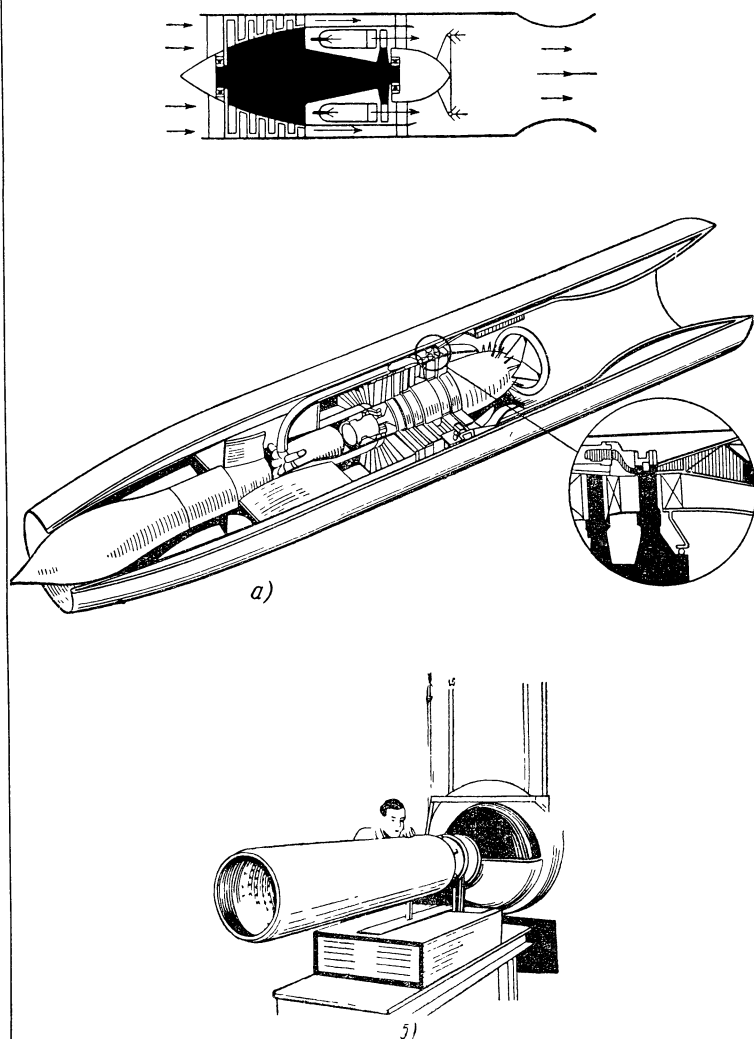


Рис. 62. Турборакетный «гибридный» двигатель:  
 а) — схема двигателя; б) — внешний вид одного из экспериментальных двигателей (США)



Но такое простое соседство на одном летательном аппарате в виде так называемой комбинированной силовой установки может быть заменено гораздо более эффективным органическим «симбиозом». В таких случаях, например, жидкостный ракетный двигатель размещается в центральном теле сверхзвукового прямоточного подобно тому, как размещается в нем турбореактивный двигатель (вспомните турбопрямоточный «гибрид»). Двигатель, который получается таким образом, называют обычно *ракетнопрямоточным*. Можно полагать, что он найдет применение в будущем; экспериментальные модели такого двигателя исследуются за рубежом.

По одному из выданных в США патентов предложен «гибридный» ракетнопрямоточный двигатель, который может работать либо как ракетный, либо как прямоточный. Такое преобразование осуществляется с помощью скользящей заслонки, перекрывающей доступ воздуха в камеру сгорания двигателя. Если воздух поступает в камеру, то двигатель работает в качестве прямоточного, если нет, то как ракетный. Не исключено применение и такой разновидности все того же «гибрида».

Последний пример «симбиоза» в мире реактивных двигателей, о котором здесь пойдет речь, относится уже к одним только ракетным двигателям и носит несколько иной характер, чем те, о которых уже рассказано. Мы знаем, что все ракетные двигатели делятся на две ветви в зависимости от того, на каком топливе они работают, жидком или твердом. Оба эти типа ракетных двигателей имеют свои достоинства и недостатки. Нельзя ли и здесь воспользоваться методом «симбиоза», чтобы вырастить какой-нибудь невиданный гибрид?

Такая возможность существует: она связана с использованием одновременно и жидкого, и твердого ракетного топлива в одном двигателе, что позволяет избрать наилучшие топливные комбинации. Обычно выгодным оказывается применение жидкого окислителя и твердого горючего, в особенности, самовоспламеняющейся комбинации. Такой ракетный двигатель смешанного топлива получается более простым, чем обычный жидкостный, обеспечивает более высокую удельную тягу, чем обычный твердотопливный, и, вместе с тем, его тяга просто регулируется (путем изменения подачи жидкого окислителя в камеру сгорания с твердым горючим), и так же

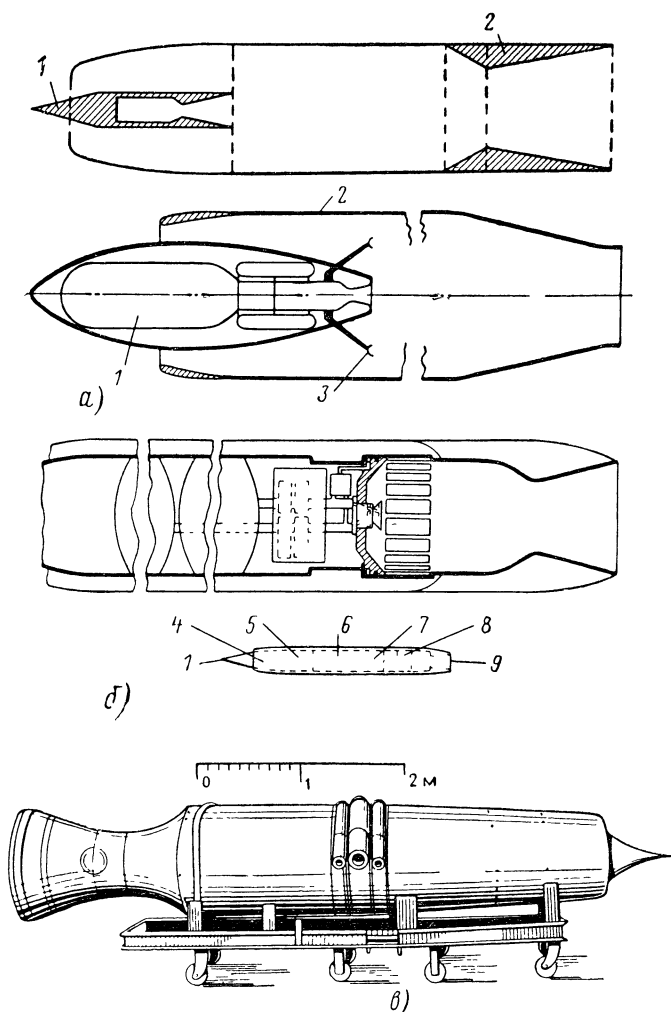


Рис. 63. Так может выглядеть «ракетнопрямоточный» гибрид:

а) — схемы двигателя; б) — патент (США) на двигатель, работающий то как ракетный, то как прямоточный; в) — внешний вид двигателя. 1 — центральное тело; 2 — корпус двигателя; 3 — топливные форсунки; 4 — полезный груз; 5 — регуляторы; 6 — подача горючего; 7 — подача окислителя; 8 — насосы; 9 — выход газов

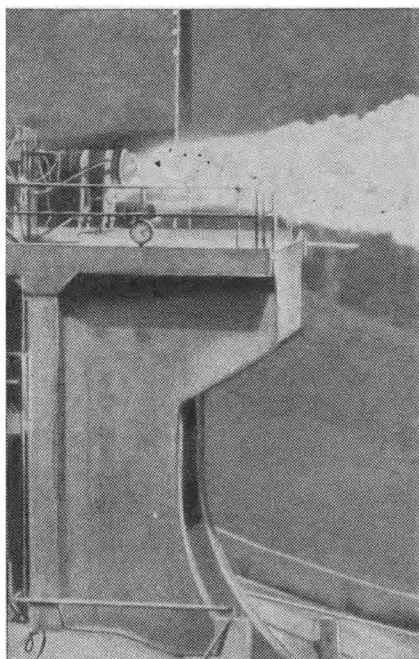
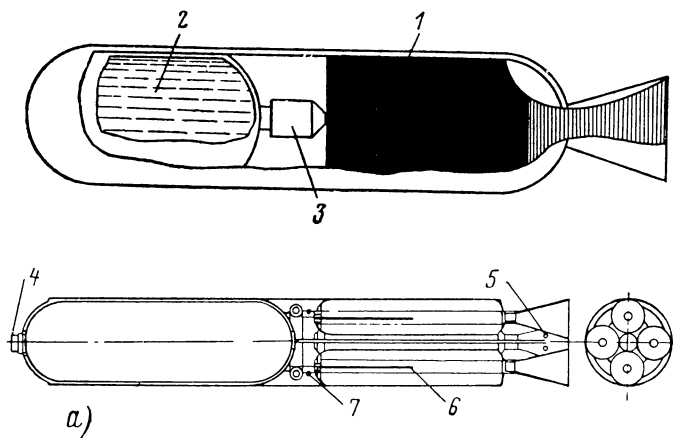


Рис. 64. Ракетный двигатель на смешанном (твердом—жидком) топливе:

а) — схема двигателя тягой 90 Т, спроектированного в США; б) — испытание двигателя тягой 4500 кГ (США).

1 — твердое горючее; 2 — жидкий окислитель; 3 — клапан; 4 — газогенератор на твердом топливе; 5 — регулирование вектора тяги впрыском жидкого окислителя; 6 — форсунки; 7 — зажигание впрыском самовоспламеняющегося топлива

просто можно вовсе выключить двигатель и снова его включить. Сохранение этого «гибридного» двигателя в состоянии постоянной готовности к действию также упрощено. Все это делает объяснимыми настойчивые попытки конструкторов создать такой двигатель и внедрить его в эксплуатацию.

Большие возможности такой двигатель имеет для применения в космонавтике, в частности, в системах управления космических ракет и др.

Перечень возможных реактивных двигателей, воплощающих идею «симбиоза», можно было бы продолжить, предложения подобного рода, как и сведения об их разработке, испытаниях двигателей и т. п., все время публикуются на страницах зарубежных специальных журналов. Судя по всему, это одно из перспективных направлений развития реактивной техники.



## РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ХИМИЯ

---

**Н**е случайно химии, ее сотрудничеству с реактивной техникой мы посвящаем в этой книге целую главу.

В наше время нельзя назвать ни одной отрасли техники, в становлении и развитии которой не играла бы большую роль химия. Это и понятно, ведь химия — это и вся металлургия, и различные пластмассы и полимеры, применение которых во многих отраслях техники все расширяется, и смазочные вещества, без которых не обходится ни одна машина, ни один механизм, и многочисленные химические реагенты, применяющиеся в различных производствах, и разнообразные технологические методы химической обработки металлов и других материалов, и еще многое другое.

Но есть одна отрасль техники, которая без химии просто немыслима, ибо химия — фундамент, на котором эта отрасль зиждется. Речь идет о всей армаде тепловых двигателей, т. е. двигателей, использующих тепловую энергию, в которую преобразуется химическая энергия топлива. Не будет топлив, которые нам дает химия — замрут, остановятся миллионы автомобилей, тракторов, самолетов, кораблей, прекратят свою работу электростанции и теплоцентрали, застынут цехи заводов и фабрик. Конечно, это касается таких двигателей, которые работают на жидком топливе, получаемом из нефти, или на газообразном топливе, получаемом в результате химических преобразований на заводах. Но ведь есть еще

твердые, газообразные и жидкие топлива, которые нам дает природа готовыми — это дрова, каменный уголь, сланцы, природный газ, натуральная нефть. Однако все чаще и эти топлива до их применения подвергают предварительной химической переработке или же сочетают такую переработку с самим сжиганием топлива путем использования так называемых энерготехнологических методов и создания целых энергохимических комбинатов.

Если химия — основа абсолютного большинства тепловых двигателей, то с еще большим основанием это относится к той группе тепловых двигателей, которым посвящена эта книга, т. е. к двигателям реактивным. Ибо все без исключения реактивные двигатели работают на топливах, которые представляют собой не природные вещества, а продукты сложных химических производств. Мало того, степень совершенства реактивных двигателей и перспективы их дальнейшего развития в очень большой мере связаны с химией, с тем, насколько удачны результаты ее работы в области создания топлив для этих двигателей.

Именно поэтому в настоящей главе, рассказывающей о сотрудничестве реактивной техники и химии, речь будет идти о топливах для реактивных двигателей.

К топливам для реактивных двигателей предъявляются многочисленные требования. Конкретно такие требования зависят от того, о каком двигателе идет речь, но, все равно, каждый раз набор их является уникальным, настолько необычны и часто противоречивы предъявляемые к топливу требования. Само собой разумеется, что это не является произволом или случайностью — реактивные двигатели с необычными и высокими характеристиками требуют и необычных, исключительно высококачественных топлив.

По крайней мере, два важнейших, основных требования являются общими для всех без исключения топлив. Одно из них совершенно очевидно — это требование наибольшей энергопроизводительности или теплопроизводительности (иногда говорят еще — калорийности) топлива. Это значит, что топливо должно выделять при сгорании возможно больше тепла. И ясно, почему такое требование необходимо — ведь весь рабочий процесс двигателя представляет собой лишь цепь преобразований

потенциальной химической энергии топлива в полезную работу, и чем больше энергопроизводительность топлива, тем больше и полезная работа. Но это значит, что при одной и той же полезной отдаче (мощности или тяге) двигателя затрата или расход топлива будет тем меньше, чем оно энергопроизводительнее. Помимо того, что уменьшение расхода топлива делает двигатель и летательный аппарат более экономичным, т. е. дешевым в эксплуатации, тут очень важно и другое. Ведь все топливо, расходуемое двигателем в полете, должно быть запасено на борту летательного аппарата. Но полет топлива требует затраты самого же топлива, т. е. снова увеличения расхода. Ясно также, что возможный запас топлива на борту определяет и возможность осуществления того или иного полета. Поэтому расход топлива всегда стремятся сделать минимальным, а для этого топливо должно обладать максимальной энергопроизводительностью.

Но как определять энергопроизводительность топлива — количеством энергии, выделяющейся на единицу веса или на единицу объема топлива, на один его килограмм или один литр? На первый взгляд ответ кажется очевидным — конечно, на один килограмм, ибо только в этом случае общее количество килограммов топлива, запасенного на летательном аппарате, может быть сделано минимальным. Но затем появляются сомнения: а что, если какое-нибудь другое топливо будет обладать несколько меньшей энергопроизводительностью на 1 кг, но зато значительно большим удельным весом так, что энергопроизводительность 1 л топлива окажется существенно большей. Лучше или хуже будет это топливо чем первое?

Конечно, у этого второго топлива общий потребный запас на борту будет несколько большим, но зато объем топливных баков для размещения этого даже несколько большего количества топлива окажется существенно меньшим. Очень часто бывает так, что количество топлива, которое может быть взято на борт летательного аппарата, определяется именно объемом топливных баков, а не допустимым весом топлива. Очевидно, что в этом случае второе топливо будет несомненно лучшим. Но даже в тех случаях, когда дело обстоит не так, все же объем топливных баков играет большую роль, ведь чем легче топливо, тем больше и, значит, тяжелее баки.

Излишний же вес баков, само собой разумеется, всегда недостаток, а часто он просто соответственно уменьшает максимальный возможный запас топлива на борту. Таким образом, как мы видим, далеко не всегда можно решить, какое топливо лучше, если у одного больше энергопроизводительность на 1 кг, а у другого — на 1 л. В каждом конкретном случае приходится производить точный расчет с учетом как энергопроизводительности, так и удельного веса топлива. Как бы то ни было, удельный вес топлива всегда является важным фактором и должен быть возможно большим.

Однако вернемся ко второму основному, важнейшему требованию, общему для всех без исключения топлив, хотя оно и не так очевидно, как первое. Это второе требование заключается в том, что любое топливо должно образовывать при сгорании большое количество газов. На первый взгляд кажется, что объем газообразных продуктов сгорания не так уж важен, поскольку энергия топлива при сгорании так или иначе уже выделена. Однако это не так.

Что продукты сгорания любого реактивного топлива должны быть газообразными, это понять легко. На самом деле, если бы эти продукты были, например, твердыми (а это вполне может быть), то какая сила заставила бы их вытекать с большой скоростью из двигателя для образования реактивной тяги? Обычная сила давления газов в этом случае отсутствовала бы (ведь отсутствуют и сами газы), а заменить ее какой-либо иной совсем не просто, а иногда даже и невозможно. Такой двигатель просто не действовал бы, так как очень скоро он оказался бы забитым твердыми продуктами сгорания. Если даже эти продукты и удалось удалить каким-нибудь образом из двигателя, то, все равно, реактивной тяги он не создал бы.

Но если газы образуются, то не все ли равно, каков будет их объем? Оказывается, это далеко не безразлично двигателю. Ведь реактивная тяга, создаваемая им, будет тем больше, чем больше скорость истечения, так как тяга есть количество движения вытекающих газов, равное произведению их массы на скорость истечения. А вот скорость-то, оказывается, прямо зависит от объема газов — она тем больше, чем больше объем. Почему так? Это можно видеть из следующих рассуждений. Когда



при сгорании в двигателе топлива освобождается его химическая энергия, то она переходит в тепловую энергию продуктов сгорания, которые находятся в газообразном состоянии. Но тепловая энергия газа есть ни что иное, как кинетическая энергия теплового движения его молекул. Мерой этой энергии служит абсолютная температура газа. При одной и той же кинетической энергии молекул скорость их движения будет тем больше, чем меньше масса молекул, т. е. молекулярный вес газообразных продуктов сгорания. Ведь кинетическая энергия и есть полупроизведение массы на квадрат скорости. Поэтому, чем меньше молекулярный вес, тем при одной и той же температуре газов больше скорость теплового движения молекул. Но молекулярный вес, в свою очередь, тем меньше, чем больше объем образующихся при сгорании газов, ибо объем газа пропорционален (при данном давлении и температуре) числу молекул, а это последнее тем больше, чем меньше вес каждой молекулы, так как общая масса всех молекул одна и та же. Наконец, чтобы закончить эту цепочку рассуждений, следует учесть, что скорость истечения непосредственно связана со скоростью теплового движения молекул. Ведь истечение и представляет собой просто организацию ранее беспорядочного, хаотичного движения молекул так, чтобы все они двигались не во все стороны, а в одном направлении. Так и получается, что чем больше объем газов, тем больше скорость истечения и, следовательно, тяга двигателя. Вот почему диссоциация продуктов сгорания в жидкостном ракетном двигателе не оказывает столь большого влияния на скорость истечения, как об этом упоминалось в главе 6.

Кроме указанных основных требований, топливо для реактивных двигателей должно отвечать и многим другим. Оно не должно быть очень ядовитым, причем это относится и к продуктам его сгорания, не должно быть редким или дорогостоящим, должно быть химически стабильным и способным к длительному хранению, не должно вызывать коррозию металлических поверхностей, с которыми соприкасается, не должно ни чрезмерно испаряться, ни испаряться слишком плохо, не должно замерзать, если это жидкое топливо, или растрескиваться, если это твердое топливо... Перечень требований можно было бы сделать очень длинным. Но прежде все-

го топливо должно отвечать двум главным требованиям, о которых шла речь выше. Химия стремиться удовлетворить все или хотя бы многие из противоречивых требований, предъявляемых к реактивным топливам, но на первом месте всегда стоят именно эти требования.

Для различных воздушно-реактивных двигателей, т. е. турбореактивных и прямоточных, а также турбовинтовых, в настоящее время применяются почти исключительно топлива нефтяного происхождения. Нефть, уже столетие приводящая в движение автомобили и тракторы, железнодорожные локомотивы и морские суда (ибо на ее погонах работают все двигатели внутреннего сгорания), теперь так же верно служит и реактивной авиации. Обычно в качестве топлива для этой авиации используют различные керосины и бензины. Они обладают достаточно большой энергопроизводительностью (при сгорании 1 кг выделяется более 10 000 килокалорий тепла), хорошими эксплуатационными свойствами, дешевы.

Но природные топлива в последнее время уже перестают удовлетворять реактивную технику и, в первую очередь, не могут обеспечить длительный полет со сверхзвуковой скоростью; при совершении такого полета приходится пользоваться методом заправки топливом в полете с помощью самолетов-заправщиков, своеобразных летающих танкеров. Поэтому ученые обращаются к химии в поисках новых топлив для воздушно-реактивных двигателей, прежде всего, топлив более энергопроизводительных.

Знает ли современная химия вещества, которые могут служить более энергопроизводительными топливами для воздушно-реактивных двигателей? Да, такие вещества, не существующие в природе, но синтезированные, т. е. полученные химиками, известны. В частности, определенные перспективы имеет в этом отношении ряд синтезированных углеводов и некоторые химические соединения одного из элементов группы галлоидов — бора, например, так называемые бораны — соединения бора с водородом, в особенности пентаборан, химическая формула которого  $B_5H_9$ . Это вещество выделяет при сгорании значительно больше тепла, чем углеводородные топлива (примерно 16 000 ккал/кг вместо 10 000). Но применять его в качестве реактивного топлива мешают дороговизна, эксплуатационные трудности, связанные,

главным образом, с ядовитостью пентаборана, эрозионное действие твердых продуктов сгорания бора на детали двигателя, их отложение на этих деталях и т. д.

Кстати сказать, некоторые другие боропроизводные, например, триэтилборан, боргидрид алюминия и др., а также и некоторые иные химические вещества могут быть применены в качестве так называемых пирофорных топлив, т. е. самовоспламеняющихся при первом же контакте с воздухом. Это свойство может оказаться очень полезным для воспламенения основного топлива в камере сгорания, в форсажной камере турбореактивного двигателя, в прямоточном двигателе, в особенности со сверхзвуковым сгоранием, в общем, во всех случаях, когда сгорание должно происходить в воздушном потоке большой скорости. Опыты подобного применения пирофорных топлив проводятся за рубежом.

В США построены заводы по производству бороводородных горючих и проведены обширные экспериментальные исследования его сжигания в воздушно-реактивных двигателях. Однако на пути применения этих топлив имеются серьезные препятствия, мало того, высказываются даже сомнения относительно того, найдут ли они вообще когда-нибудь практическое применение, так существенны недостатки бороводородных топлив.

Это вовсе не означает, что попытки найти новые, более совершенные топлива, чем углеводородные, оставлены. Химия усиленно продолжает поиски, как в области бороводородов, так и других соединений. Причем, если значение этих поисков велико по отношению к воздушно-реактивным двигателям, то оно во много раз больше, когда речь идет о двигателях ракетных, все равно, жидкостных или твердотопливных. Ибо топлива для таких двигателей представляют собой уже не одно какое-либо химическое вещество, а два или даже несколько подобных веществ, а с другой стороны, вся работа этих двигателей и характеристики летательных аппаратов с ними в еще большей степени зависят от свойств топлива, прежде всего, от его энергопроизводительности. Понятно, почему так. Ведь на борту ракеты должен находиться полностью весь запас топлива, тогда как в случае воздушно-реактивного двигателя на борту находится лишь меньшая часть, часто всего около одного процента

от общего количества рабочего тела, проходящего через двигатели — остальное они черпают из атмосферы.

Но дело даже не только в этом. В авиации энергопроизводительность топлива определяет его расход и, следовательно, возможную дальность полета самолета с данным полезным грузом. Если потребная дальность больше, то самолет совершает посадку для заправки топливом и продолжает полет к цели, или же осуществляет такую заправку непосредственно в полете с борта самолета-заправщика.

Иначе складываются обстоятельства в ракетной технике и космонавтике, где находят свое основное применение ракетные двигатели. Баллистический полет ракеты отличается от аэродинамического полета самолета тем, что двигатель ракеты работает не все время, как двигатель самолета, а лишь считанные минуты при старте, т. е. на коротком начальном, так называемом активном участке траектории полета. Именно в эти минуты ракета должна приобрести такую большую скорость, какая необходима для осуществления всего остального полета к цели. Но если топливо обладает недостаточной энергопроизводительностью, то нужная скорость не будет достигнута и, следовательно, полет к цели окажется невозможным.

Выходит, в этом случае энергопроизводительность топлива определяет не просто его затрату на совершение полета, т. е. экономичность полета, а саму возможность того или иного полета.

Понятно, что «посадка» ракеты для повторной заправки имеет мало смысла, ибо при такой посадке теряется накопленная скорость. Что касается заправки в полете, то как легко видеть, здесь эта задача гораздо сложнее, чем в авиации, может быть, даже неразрешимая.

Впрочем, одна возможность подобной заправки в полете не только существует, но с ней связаны очень большие надежды ракетной техники. Речь идет о заправке космических ракет, уже достигших первой космической скорости, т. е. вышедших на круговую или эллиптическую орбиту искусственного спутника Земли. Там, на орбите, принципиально можно организовать встречу космической ракеты с орбитальным «заправщиком», чтобы перелить из емкостей этого заправщика в опустевшие баки ракеты нужное количество топлива. Это позволило бы на-

много увеличить возможности космонавтики, и не удивительно, что в США, например, весьма серьезно готовятся к реализации этой идеи космической заправки топливом — идеи, высказанной еще К. Э. Циолковским.

Однако проблема космической заправки пока еще не решена, да и, кроме того, она лишь отодвигает, а не снимает вовсе те ограничения ракетного полета, которые связаны с энергопроизводительностью топлив. Вот почему часто упоминают «барьер», который воздвигает недостаточная энергопроизводительность топлива на пути развития ракетной техники и, прежде всего, космонавтики. И так как для ракетного двигателя энергопроизводительность топлива есть, прежде всего, скорость истечения газов из двигателя, то говорят о «барьере скорости истечения», или о «барьере удельного импульса», поскольку удельный импульс есть величина, пропорциональная скорости истечения.

Итак, судьбы ракетной техники и космонавтики в большой мере находятся в руках химии. Как же отвечает химия на возлагаемые на нее надежды?

Наш рассказ о топливах для ракетных двигателей мы начнем с твердых топлив, хотя бы потому, что это первое из всех известных топлив, примененных для реактивных двигателей.

Твердые ракетные топлива прошли большой путь развития и особенно стремительно совершенствуются в самое последнее время. Как на заре развития твердо-топливных ракет, так и еще в конце прошлого века единственным топливом таких ракет был обычный черный порох. Такой порох представляет собой механическую смесь трех основных веществ — угля, серы и селитры. При сгорании он образует клубы черного дыма. Но не это главный недостаток черного пороха, а его малая энергопроизводительность. Такой порох способен обеспечить скорость истечения, равную всего примерно 700 м/сек.

У читателя невольно может возникнуть вопрос — почему не взрывается порох в ракетном двигателе, как он взрывается, например, в фугасной бомбе? Ведь тогда бы, конечно, двигатель не смог работать, он превратился бы сам в бомбу.

Секрет здесь в скорости сгорания. Когда должен быть достигнут так называемый бризантный эффект, т. е.

использована сила взрыва пороха, то скорость сгорания должна быть очень большой, весь порох должен сгорать практически мгновенно, или, как говорят, детонировать. Такие пороха и называют поэтому бризантными взрывчатыми веществами.

Но уже в стволе артиллерийского орудия порох должен гореть гораздо медленнее, иначе ствол разорвется. Назначение артиллерийского пороха иное — он должен образовать при сгорании газы, которые вытолкнут из ствола с большой скоростью снаряд. Такие пороха, в отличие от бризантных, называют метательными. Но и в этом случае скорость сгорания должна быть все еще достаточно большой, ибо иначе давление газов в стволе орудия будет низким и снаряд приобретет малую начальную скорость. Если бы подобный порох применялся в ракетном двигателе, то его камера разорвалась при рабсте, либо же ее стенки пришлось бы делать такими же толстыми, как у ствола артиллерийского орудия (если не толще).

В ракетном двигателе должны применяться еще более медленно горящие метательные пороха. Конечно, если скорость сгорания будет уж очень мала, то и газов в двигателе будет образовываться очень мало и поэтому тяга двигателя будет тоже небольшой. Очевидно, нужно добиться, чтобы скорость сгорания пороха была строго определенной. Это обеспечивается особой технологией изготовления порохового заряда двигателя, в частности, подбором размеров пороховых зерен, конфигурацией пороховых шашек, из которых состоит заряд, и т. п.

Недостатки прессованного черного пороха заставили ученых искать для него замену и примерно 100 лет тому назад был изобретен так называемый бездымный порох. Важным внешним отличием нового пороха от черного является то, что он не образует дыма при сгорании. Но несравненно более важно другое — бездымный порох намного энергопроизводительнее. Вот почему этот порох начиная со Второй мировой войны стал основным ракетным топливом.

Бездымные пороха представляют собой в большинстве случаев смесь двух основных веществ — нитроглицерина и нитроцеллюлозы (или нитроклетчатки) и потому носят название двухкомпонентных или двухосновных. Помимо этих основных составных частей в порох входят

обычно и различные добавки, улучшающие его свойства. Все составные части тщательно измельчаются, перемешиваются и желатинизируются для образования плотной однородной студенистой массы. Если при сгорании черного пороха непосредственно сразу же происходит химическая реакция, в которой участвуют все три составных части пороха, то в бездымном порохе сгорание — это прежде всего процесс взрывного разложения основных его компонентов. В результате такого разложения освобождается кислород, входящий в молекулы и нитроцеллюлозы, и нитроглицерина, а затем происходит уже сгорание с участием этого кислорода.

В последние годы с двухосновными твердыми топливами успешно конкурируют новые топлива, получившие название композитных или смесевых (иногда их называют также составными). Эти топлива представляют собой тонкую механическую смесь неорганического окислителя и органического полимерного горючего, играющего также роль связки. В качестве окислителей с успехом применяются кристаллические неорганические соли, в частности, нитраты, т. е. соли азотной кислоты, например, нитраты калия, натрия и аммония, перехлораты, т. е. соли хлорной кислоты, и пикраты, т. е. соли пикриновой кислоты. Они составляют примерно 70—80% всего топлива и выделяют при разложении большое количество свободного кислорода, необходимого для сгорания горючего. Что касается горючих, то ими служат различные каучукоподобные полимерные смолы, например, полиуретановые, полисульфидные и др., выбор таких горючих весьма велик. Смесевое топливо представляет собой при изготовлении вязкую текучую массу, которая в расплавленном виде заливается прямо в камеру сгорания двигателя, что дает большие преимущества (о них шла речь в гл. 7). Следует отметить, что этот прогрессивный метод непосредственной заливки заряда в двигатель применяется теперь вместо старого метода прессования и для двухосновных топлив.

Наиболее энергопроизводительные современные твердые топлива обеспечивают скорость истечения газов из двигателя порядка 2300—2500 м/сек. Даже для самых перспективных комбинаций, например, с уже широко применяющейся за рубежом добавкой к топливу в качестве горючих некоторых металлов, выделяющих много

тепла при сгорании (эта идея использования металлических горючих принадлежит пионерам отечественной ракетной техники Ю. В. Кондратюку и Ф. А. Цандеру, причем Цандер осуществил и первые опыты по их сжиганию), величина скорости истечения вряд ли превысит 3000 м/сек. Это значение можно считать максимальным, так сказать, пределом возможностей химии твердых топлив.

Несколько больше (примерно 3500 м/сек) возможная скорость истечения в случае смешанных, «гибридных» топлив — жидкого окислителя и твердого горючего, о которых шла речь в предыдущей главе. В этих случаях горючим служат, обычно, все те же полимерные каучукообразные смолы, а окислителем может быть жидкий кислород, азотная кислота и другие обычные для ракетной техники жидкие окислители. Достоинство таких топлив — не только их несколько большая энергопроизводительность, но и эксплуатационные преимущества.

Другой комбинацией твердого и жидкого топлив, которую за рубежом также считают перспективной, является так называемое желеобразное топливо. Это топливо представляет собой взвесь твердого окислителя (например, аммоний нитрата или аммоний перехлората с добавкой порошка алюминия или магния) в жидком органическом горючем, например, углеводородном, причем специальное желирующее вещество (например, этилцеллюлоза и др.) переводит эту взвесь в коллоидное, желеобразное состояние. Двигатели, работающие на подобном топливе, еще не созданы, имеются лишь некоторые патенты и конструктивные наброски, проведены первые испытания. Основное достоинство желеобразного топлива заключается в том, что оно может заливаться в ракету с помощью насоса сразу же после приготовления на стартовой позиции, что открывает возможность создания мощных ракет-носителей. Правда, доля топлива в общем весе ракеты при этом несколько снижается, но топливо может быть несколько более энергопроизводительным. Двигатель в этом случае имеет секционную конструкцию так, что изменяя число и размер секций, можно изменять тягу двигателя и продолжительность его работы при постоянном их производстве, т. е. полном импульсе.



В числе возможных перспективных усовершенствований твердого топлива, увеличивающих его энергопроизводительность, за рубежом указывают и такие, как двухкомпонентные твердые топлива, т. е. топлива, состоящие из разделенных окислителя и горючего, что может позволить применять более химически активные вещества,

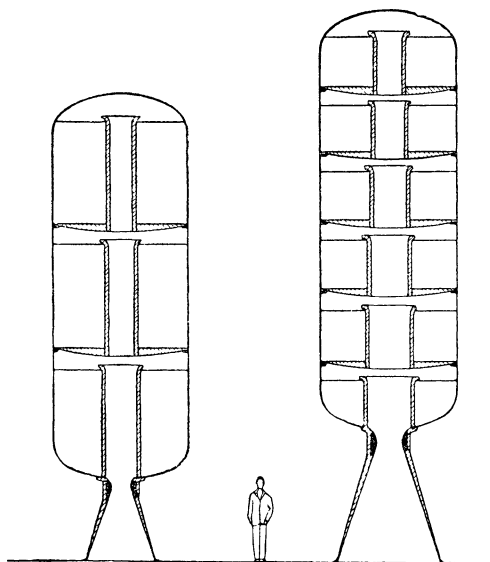


Рис. 65. Ракеты на желеобразном топливе. Оба показанных на рисунке двигателя имеют одинаковый полный импульс примерно  $20.000.000 \text{ кг} \cdot \text{сек}$ , но один (слева) развивает тягу  $225 \text{ T}$  в течение  $90 \text{ сек}$ , а другой —  $450 \text{ T}$  в течение  $45 \text{ сек}$

а также метод капсулирования жидкого топлива в твердом в виде небольших изолированных ячеек. Однако и в этих случаях, пока еще далеких от реализации, скорость истечения вряд ли существенно превзойдет  $3000 \text{ м/сек}$ .

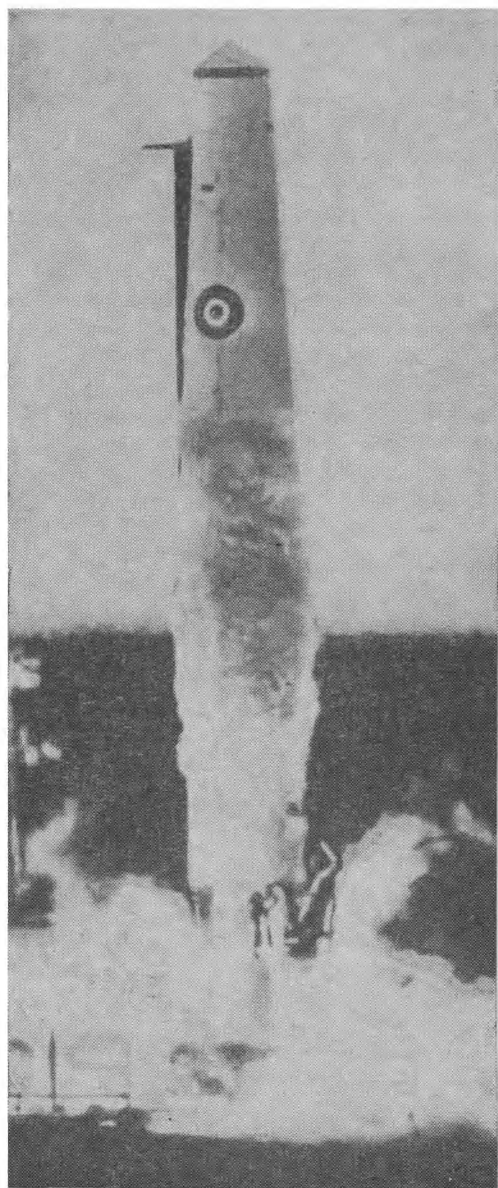
А каквы возможности жидких ракетных топлив?

В настоящее время абсолютное большинство всех известных жидкостных ракетных двигателей работает, как это уже упоминалось в гл. 6, на двухкомпонентных топливах или топливах раздельной подачи. Однако имеются

и двигатели, работающие на так называемых унитарных топливах, представляющих собой, по существу, жидкие пороха. Эти топлива — одна жидкость, являющаяся либо однородным химическим веществом, как, например, перекись водорода, выделяющая тепло в результате разложения в двигателе (в этом случае топливо является однокомпонентным), либо же раствором нескольких веществ — двух или более. В последнем случае в растворе присутствует как окислитель, так и горючее, так что в двигателе при сгорании происходит обычная реакция окисления. Примерами таких топлив, находящихся некоторое применение за рубежом, являются растворы окиси азота и аммиака, тетранитрометана и спиртов или различных углеводородных горючих и т. п. Подобные топлива обладают совершенно очевидными эксплуатационными преимуществами по сравнению с топливами раздельной подачи, однако столь же очевидно и то, что они должны уступать последним в отношении энергопроизводительности. Ведь высокая энергопроизводительность является результатом большого, как говорят, химического средства, т. е. высокой реакционной способности, склонности легко и быстро вступать в химическую реакцию. Ясно, что сохранение в одном растворе, в столь тесном, интимном контакте двух легко и бурно реагирующих друг с другом веществ сопряжено с большой опасностью взрыва. Это и ограничивает возможность применения достаточно энергопроизводительных унитарных топлив, хотя, тем не менее, эксплуатационные достоинства обеспечивают таким топливам беспспорные перспективы применения и в будущем.

Очевидно, что наибольшими потенциальными возможностями в отношении энергопроизводительности обладают топлива раздельной подачи. Каковы в этом отношении ресурсы химии?

В настоящее время основными применяющимися окислителями являются, по опубликованным за рубежом данным, предложенные еще К. Э. Циолковским жидкий кислород и азотная кислота. Применяются перекись водорода и некоторые окислы азота (например, четырехокись, или азоттетроксид) и их растворы в азотной кислоте. Что касается горючих, то наибольшее применение в настоящее время получили углеводородные нефтяные горючие — керосин и другие, тоже предложенные К. Э. Циол-



ковским. Применяются спирт, анилин, аммиак, гидразин и некоторые другие вещества. Максимальные значения скорости истечения газов при использовании этих окислителей и горючих, например, топлива, состоящего из жидкого кислорода и керосина, составляют примерно 2700—3000 м/сек. Как видно, эти значения существенно больше, чем в случае твердых топлив. Но и они далеки от потребных космонавтике. Есть ли возможности создания более энергопроизводительных жидких топлив?

Что касается окислителя, то, на первый взгляд, кажется, что подобные возможности отсутствуют. На самом деле, какой окислитель может быть лучше идеального — чистого кислорода? Однако в действительности такой окислитель, «бóльший католик чем сам папа римский», все же существует, и даже не один.

Прежде всего, таким более совершенным окислителем является близкий «родственник» кислорода — озон. Как известно, молекула озона состоит из таких же атомов, как и молекула кислорода, но только этих атомов кислорода в молекуле озона не два, а три. Для диссоциации молекулы озона на атомы приходится затрачивать меньшую энергию, чем для диссоциации молекулы кислорода. Естественно, что энергопроизводительность одних и тех же горючих при сгорании в озоне получается бóльшей, чем в кислороде. Если учесть, что жидкий озон обладает и бóльшим удельным весом, чем жидкий кислород (1,45 вместо 1,14), а также несколько более высокой температурой кипения ( $-112^{\circ}\text{C}$  вместо  $-183^{\circ}\text{C}$ ), то станет очевидной привлекательность озона в качестве окислителя в ракетной технике. Однако дело обстоит далеко не так просто, ибо на пути практического использования озона стоит одно, но исключительно большое

←

Рис. 66. Одним из наиболее широко применяющихся в настоящее время окислителей является предложенный К. Э. Циолковским жидкий кислород.

Американская ракета «Тор» взлетает, укутанная шубой из инея — первый признак того, что в ее баках находится жидкий кислород (ведь его температура испарения равна  $-183^{\circ}\text{C}$ )

препятствие — чрезвычайная химическая нестойкость озона. Озон склонен взрываться по любому поводу и даже без всякого повода. При таком взрыве, сопровождающемся возникновением мощной ударной волны, от двигателя или ракеты останутся одни воспоминания. И все же ученые напряженно работают над «приручением» озона, так велики его прочие достоинства.

Впрочем, на имя «короля окислителей» претендует и другой окислитель. Что же, этот второй претендент тоже из числа «родственников» кислорода?

Вовсе нет. Скорее, наоборот, он является исконным врагом кислородного семейства, ибо если кислород способен окислить любое химическое вещество из числа вообще вступающих в химическую реакцию (мы исключаем, следовательно, благородные газы), то наш новый окислитель не только не окисляется кислородом, но и сам его... окисляет. Окислитель кислорода, ведь это кажется крушением основ! И все же такой, поистине самый мощный химический окислитель существует — это фтор. Не зря, очевидно, он получил самое свое имя — фториос (по гречески «разрушающий»). Фтор также представляет собой криогенную жидкость, т. е. сжиженный газ, его температура кипения равна минус  $188^{\circ}$  С. По удельному весу (1,51) жидкий фтор превосходит даже озон, по энергопроизводительности он чуть-чуть уступает озону, значительно превосходя жидкий кислород. Но и у фтора есть крупнейший недостаток — он, как и его соединения, в частности, продукты сгорания, сильно ядовит. И все же перспективы использования фтора в ракетной технике велики, в этом направлении ведутся большие работы. Могут найти применение в качестве окислителя и некоторые производные фтора, например, двухфтористый кислород, трехфтористый хлор и другие, может быть, обладающие несколько меньшей энергопроизводительностью, но зато имеющие лучшие эксплуатационные свойства.

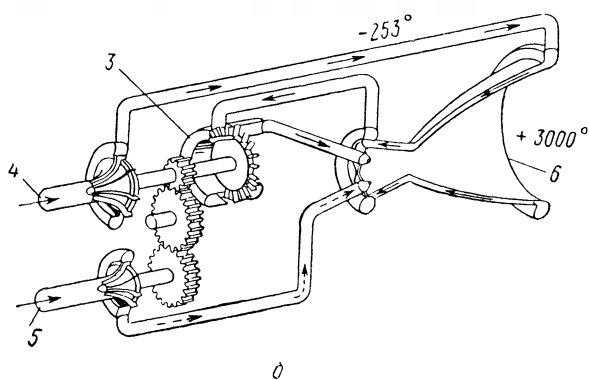
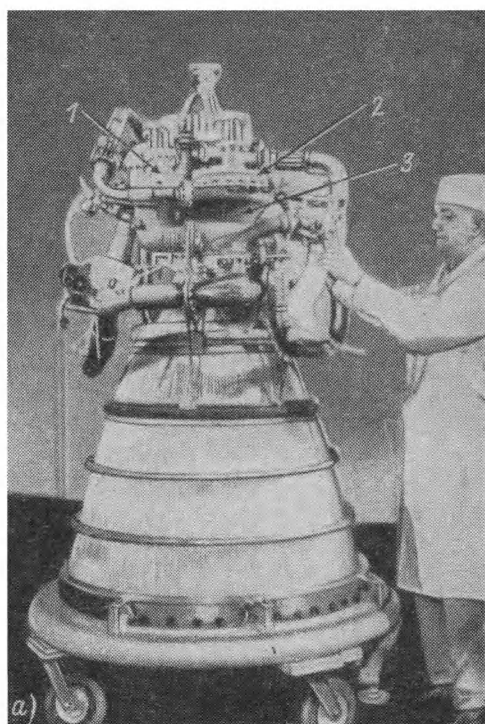
Так обстоят дела в отношении лучших из всех возможных окислителей, которыми располагает химия. Ну, а какие горючие может она предложить?

Здесь на первом месте стоит, конечно, жидкий водород. Это не удивительно, ведь столько тепла, сколько водород, не выделяет при сгорании ни одно другое вещество. Это сделало бы водород бесспорным «королем

горючих», если бы не его недостатки, тоже довольно многочисленные и серьезные. Особенно неприятен один из этих недостатков — рекордно малый удельный вес жидкого водорода: он легче воды, примерно, в... 15 раз! Легко представить себе, каким огромным должен быть объем топливных баков ракеты, если в них содержится необходимый для полета жидкий водород. Вот почему в первую очередь предполагается использование жидкого водорода на верхних ступенях многоступенчатых ракет, где запас топлива относительно невелик. Но зато в этом случае сильнее сказывается другой большой недостаток жидкого водорода как ракетного горючего — его рекордно низкая температура кипения. Чтобы превратить водород, являющийся, как известно, постоянным газом, в жидкость, его нужно охладить до температуры минус  $253^{\circ}\text{C}$ , т. е. всего на  $20^{\circ}\text{C}$  выше абсолютного нуля! Ясно, что такая низкокипящая жидкость бурно испаряется, а так как двигатели верхних ступеней работают в последнюю очередь, то доля испарившегося водорода может оказаться чрезмерно большой.

И все же эти недостатки жидкого водорода не уменьшают интереса к нему как к горючему для жидкостных ракетных двигателей. Хотя некоторое время тому назад в научных журналах были обычными статьи, доказывающие, что подобное применение жидкого водорода неэффективно и не будет иметь места, жизнь опровергла эти утверждения. Столь велико значение рекордно большой энергопроизводительности ракетных топлив на основе жидкого водорода, что его недостатки отступают на второй план, чему способствует, в частности, успешное развитие новых, совершенных типов теплоизоляции, обеспечивающих весьма малые потери водорода от испарения.

В последнее время за рубежом, в особенности в США, появился ряд ракетных двигателей, работающих на жидком водороде и жидком кислороде. Это замечательное сочетание окислителя и горючего обеспечивает скорость истечения порядка  $4200\text{ м/сек}$ , т. е. почти в полтора раза большую, чем для обычных современных топлив, например, жидкого кислорода и керосина. Кислородно-водородные двигатели в США уже давно испытываются на стенде и даже устанавливаются на ряде новых космических ракет-носителей. Работают над такими двигателями и в Англии. Испытываются и фторо-водородные двигате-



ли; кстати сказать, эта топливная комбинация является самовоспламеняющейся.

К числу других перспективных по своей энергопроизводительности горючих нужно отнести и некоторые химические соединения водорода, а также легкие металлы, предложенные, как указывалось выше, еще Кондратьевым и Цандером. Конечно, металлы выделяют значительно меньше тепла при сгорании, чем водород: теплота сгорания водорода с кислородом составляет 28 800 ккал/кг, а для наиболее энергопроизводительных металлов она меньше в полтора с лишним раза и равна для бериллия — 16 100 ккал/кг и бора — 14 400 ккал/кг. Но зато металлы несравненно тяжелее жидкого водорода, их удельный вес более чем у последнего примерно в 30 раз (для бериллия он равен 1,85, а для бора — 2,3).

Но дело не только в удельном весе. Когда мы говорим об энергопроизводительности, то имеем, в конце концов, в виду скорость истечения газов.

Скорость же истечения прямо определяется энергопроизводительностью топлива: она пропорциональна корню квадратному из теплотворности топлива (это стоит подчеркнуть — топлива, а не горючего). Это очень важное различие. Действительно, что из того, что 1 кг какого-либо горючего при сгорании выделяет очень много тепла, если для такого сгорания необходимо и очень большое количество кислорода? Ведь нам придется относить выделившееся количество тепла к суммарному весу сгоревшего горючего и израсходованного на такое сгорание кислорода (и кислород должен быть запасен на борту ракеты!) Вот почему, например, рекордно высокая энергопроизводительность водорода еще ни о чем непосредственно не говорит, мы должны при этом отве-

---

← Рис. 67. Ракетный двигатель LR-115, работающий на жидком кислороде и жидком водороде (первый «водородный» двигатель в США):

а) — внешний вид двигателя, его тяга равна 6800 кг; б) — схема двигателя. Отличием является работа турбонасосного агрегата на водороде, нагретом в «рубашке» охлаждения (без газогенератора).

1 — кислородный насос; 2 — водородный насос; 3 — турбина; 4 — вход горючего; 5 — вход окислителя; 6 — тяговая камера



тить на такой вопрос: а сколько кислорода понадобится для сжигания одного килограмма водорода?

Оказывается, что с учетом указанного обстоятельства энергопроизводительность топлива, состоящего из водорода и кислорода, будет равна 3400 ккал/кг, а для бериллия — 5850 ккал/кг, для лития — 4850 ккал/кг, для бора — 4560 ккал/кг. Следовательно, не только по удельному весу, но и по энергопроизводительности топлива на базе легких металлов лучше, чем на базе водорода. И действительно, теоретические скорости истечения будут равны, соответственно, для водорода — 5300 м/сек (истинная скорость истечения составит, как указывалось выше, примерно 4200 м/сек), для бериллия — 7000, лития — 6400 и бора — 6200 м/сек. Преимущество металлов очевидно.

Так за чем дело стало? Нужно, очевидно, широко использовать подобные металлические горючие в ракетных двигателях.

Оказывается это вовсе не так просто сделать. Прежде всего, практически полностью исключено применение в качестве топлив для жидкостных ракетных двигателей таких металлов, которые в обычных условиях находятся в твердом состоянии. Действительно, какой же это будет жидкостный двигатель, если он работает на твердом топливе? Конечно, можно металл сначала расплавить в специальном тигле, или же приготовить взвесь, суспензию металла в каком-либо другом жидком топливе. Оба эти метода предложены давно и уже частично испытаны, но их практическое применение еще не имеет места, да и вряд ли скоро будет иметь. Другим недостатком металлических горючих является, обычно, высокая стоимость. Еще один недостаток заключается в том, что продукты сгорания таких горючих имеют большой молекулярный вес и содержат твердые частицы окислов металлов, что ухудшает процесс истечения и уменьшает удельную тягу. И все же, конечно, можно рассчитывать на то, что металлы будут служить горючими в жидкостных ракетных двигателях будущего. Включение же их в состав твердых ракетных топлив — дело еще более близкого времени, это делается и сейчас. В качестве одной из попыток использовать достоинства металлических горючих в жидкостных ракетных двигателях и обойти связанные с ними недостатки можно указать на высказываемые за

рубежом предложения о создании жидкостных ракетных двигателей, работающих не на двух, а на трех рабочих веществах. В этом случае энергопроизводительное металлургическое горючее, сгорающее с жидким кислородом, используется для нагрева третьего вещества, которым лучше всего может быть жидкий водород. Малый молекулярный вес последнего может обеспечить рекордно высокую скорость истечения.

Мы ограничимся приведенными выше перспективными окислителями и горючими для ракетных двигателей, хотя они вовсе не исчерпывают всех возможностей химии. В настоящее время в разных странах ведутся интенсивнейшие поиски и исследования всевозможных химических веществ, могущих претендовать на роль совершенных ракетных топлив. В некоторых случаях это пока еще очень редкие вещества, иной раз в распоряжении химиков находятся считанные граммы (совсем недавно это касалось и таких веществ, как некоторые бораны, жидкий фтор и др.), однако их оказывается достаточно для полного установления физико-химических свойств. Для этого приходится осуществлять сложные и трудоемкие теоретические и экспериментальные исследования, в которых все большую роль начинают играть электронные вычислительные машины.

Однако уже сейчас становится ясно, что каковы бы ни были счастливые находки ракетных топлив в будущем, максимальные значения скорости истечения вряд ли превысят 4500—4750 м/сек. Это, пожалуй, предел возможностей химии ракетных топлив. Большого она дать не может, ибо таков порядок максимальной величины химической энергии, высвобождающейся при сгорании топлив в ракетном двигателе. Эта величина химической энергии определяется свойствами электронных оболочек атомов и молекул, величиной сил связи электронов на этой оболочке с атомными ядрами.

Конечно, достижение указанных выше значений максимальной скорости истечения, примерно в полтора раза превышающих наилучшие современные значения, представит собой крупный шаг вперед в развитии ракетной техники и космонавтики. С помощью этих «идеальных» химических топлив будут одержаны новые замечательные победы над стихийными силами природы, в частности, в штурме космоса. И все же, очевидно, именно

топлива ставят предел дальнейшему развитию ракетных двигателей. Химия оказывается бессильной перешагнуть через этот барьер.

Впрочем, было бы несправедливо по отношению к химии, если бы мы опустили некоторые ее возможности, которые, может быть, и не удастся реализовать из-за огромных трудностей, но которые, вместе с тем, должны быть подвергнуты самому тщательному изучению, настолько они замечательны.

Если иметь в виду воздушно-реактивные двигатели, то здесь, в первую очередь, следует отметить замечательное топливо, хранящееся в верхних слоях... земной атмосферы. Как известно, на высотах более 90—100 км коротковолновое излучение Солнца расщепляет находящиеся в атмосфере молекулы кислорода на атомы так, что выше примерно 150 км уже кислородных молекул более нет, там существует только атомарный кислород. На высотах порядка 250 км нет уже молекул и второго газа, составляющего воздух, азота, так как он там также находится лишь в атомарном состоянии.

Но если расщепление молекул азота и, прежде всего, кислорода происходит за счет поглощения энергии солнечных лучей, то, очевидно, обратное воссоединение, рекомбинация молекул приводит к высвобождению ранее затраченной энергии. Это очень большая энергия и с ее помощью мог бы оказаться возможным практически неограниченный «бесплатный» полет в верхних слоях атмосферы. Не правда ли, незаурядная возможность?

К сожалению, реализовать ее очень трудно, может быть, даже и не удастся вовсе. Прежде всего, обратное воссоединение молекул из атомов происходит на больших высотах очень медленно. Правда, его можно ускорить искусственно, с помощью специальных химических веществ — ускорителей этой реакции рекомбинации, так называемых катализаторов, например, окиси азота, некоторых металлов, в частности, золота и др. Такая возможность уже проверена и подтверждена экспериментально с помощью высотных ракет. Следовательно, это препятствие можно было бы обойти. Но нельзя, к сожалению, обойти другую трудность — крайнюю разреженность тех верхних слоев атмосферы, в которых содержится атомарный воздух. Собственно говоря, именно благодаря этой разреженности и возможно само сущест-

зование в течение длительного времени атомарных газов. Но эта же разреженность не позволяет использовать столь желанную «даровую» энергию атомарных газов атмосферы просто потому, что количество этих газов ничтожно мало. Как показывают ориентировочные расчеты, сила тяги, которая может быть развита двигателем, работающим на атомарных атмосферных газах, не может обеспечить самостоятельный полет самого легкого возможного летательного аппарата. Правда, результаты этих расчетов нельзя считать окончательными, здесь потребуется и прямая экспериментальная проверка, но все же нужно признать, шансы на возможность использования уникальной химической энергии атомарных газов атмосферы кажется не слишком реальной.

Это вовсе не означает, конечно, что должна быть перечеркнута вся идея в целом. Даже если подобный «бесплатный» полет в земной атмосфере окажется невозможным или нерациональным, то иначе может обстоять дело, например, при полете в атмосфере Марса или, в особенности, Венеры. Не исключено, что сообщение между спутником Венеры, в который превратится прилетевший с Земли космический корабль, и поверхностью самой планеты будет осуществляться с помощью именно таких «хемосферных» двигателей.

Между прочим, энергия диссоциации атмосферных газов может оказаться не только не полезной, но даже вредной. Есть проекты силовой установки для полета в верхних слоях атмосферы, представляющей собой тоже своеобразный «гибрид» воздушно-реактивного и жидкостного ракетного двигателей. По этим проектам на летательном аппарате будет находиться только жидкий водород в качестве горючего. Попадающий в гиперзвуковой воздухозаборник двигателя воздух поступит в конденсационную установку, где будет сжижен. Жидкий кислород будет отделяться от азота и либо собираться в баках для последующей переливки в баки взлетающего с Земли космического корабля, либо использоваться в жидкостном ракетном водородно-кислородном двигателе. Тепло, выделяющееся при рекомбинации атомарных атмосферных газов, будет в этом случае, очевидно, мешать их сжиганию, т. е. приносить вред.

Но если атомарные газы атмосферы трудно использовать потому, что их там мало, то нельзя ли создавать такие газы искусственно? Ведь если это окажется возможным, то тогда останется просто заполнить баки ракеты таким сжиженным атомарным газом с тем, чтобы

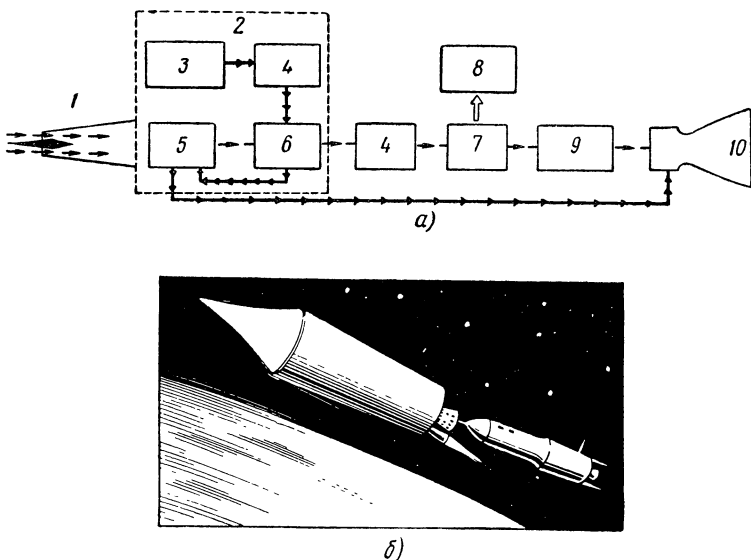


Рис. 68. Проекты двигателей с конденсацией (сжижением) воздуха для полета у границы атмосферы (США):

а)—схема жидкостного ракетного двигателя, в котором жидкий водород сгорает со сжиженным атмосферным кислородом; б)—переливка на низкорасположенной орбите спутника атмосферного жидкого кислорода, накопленного в баках в результате длительной работы конденсационной установки, в баки космического корабля

1—гиперзвуковой воздухозаборник; 2—конденсационная установка, 3—жидкий водород; 4—насос; 5—предварительный охладитель, 6—конденсатор (сжижитель); 7—сепаратор; 8—жидкий азот; 9—жидкий воздух, обогащенный кислородом, 10—тяговая камера

потом в камере сгорания двигателя происходила реакция рекомбинации атомов в молекулы с выделением большого количества тепла, в результате чего из сопла двигателя вытекала бы с большой скоростью струя раскаленных газов. Мало того, ведь при подобном искусственном образовании атомарных газов вовсе не обязательно было бы иметь дело именно с кислородом и азотом. Можно было бы подобрать и более выгодные вещества, выделя-

ющие больше энергии при рекомбинации и, в частности, обладающие меньшим молекулярным весом, ибо, как мы знаем, скорость истечения возрастает с уменьшением молекулярного веса.

В этой связи естественна мысль о водороде — веществе с наименьшим молекулярным весом. Нельзя ли превратить в ракетное топливо атомарный водород? Опыт и теория показывают, что, действительно, такое топливо могло бы стать феноменальным по величине скорости истечения и, следовательно, удельной тяги: скорость истечения могла бы достичь  $15\,000\text{ м/сек.}$  В то время как современные двигатели и топлива обеспечивают скорость истечения  $3000\text{ м/сек.}$  Действительно, тут есть о чем подумать.

Но современная наука считает, что вряд ли практически удастся осуществить и эту идею. И не потому, конечно, что нельзя получить атомарный водород — методы его получения известны. Главная трудность в другом, она связана с исключительной химической активностью атомов водорода и потому крайней неустойчивостью газообразного или жидкого атомарного водорода. За ничтожные доли секунды после распада молекул водорода (да и других газов) на атомы, эти атомы вновь воссоединяются в молекулы. Чтобы уменьшить скорость рекомбинации нужно сильно уменьшить плотность газа — тогда столкновения атомов, приводящие к их объединению в молекулы, будут редкими (вспомните атомарные газы в верхних, разреженных слоях атмосферы). Но кому нужен разреженный атомарный газ! Ведь мы мечтаем о жидком атомарном водороде, а в жидкости взаимодействия между атомами очень сильны.

Нельзя ли, однако, иным путем, не уменьшая плотности, уменьшить вместе с тем число столкновений атомов? Такой путь существует — для этого нужно сильно уменьшить скорость движения атомов, их подвижность, т. е., следовательно, снизить температуру. И действительно, путем охлаждения почти до абсолютного нуля удавалось в опыте получить относительно устойчивый твердый атомарный водород. Но и этот путь вряд ли удастся использовать, слишком ничтожны количества получаемого таким образом атомарного вещества, да и, как указывается, его удельный вес оказывается меньше, чем у воды, в... 50 раз.

Итак, пока наука не знает способа длительного сохранения атомарного водорода, как и других сжиженных атомарных газов, что необходимо для их использования в качестве ракетных топлив. Это не значит, правда, что все исследования в этом направлении прекращены, нет, они ведутся за рубежом и весьма интенсивно, изучаются различные пути, но пока успеха нет. Как видно, и физика, которая в этом случае пытается прийти на помощь химии ракетных топлив, ничего еще не добилась.

Нужно отметить, что это не единственный возможный путь помощи химии, которую может оказать ей в сложившейся ситуации физика. Так, например, принципиально возможно сообщение атомам вещества физическими методами огромной энергии, связанной с так называемым электронным возбуждением этих атомов, т. е. переводом электронов с обычных орбит на более удаленные от ядра орбиты электронной оболочки. При переходе атомов из этого возбужденного состояния в исходное, невозбужденное (т. е. при возврате электронов на нормальные орбиты), затраченная энергия может быть выделена при некоторых условиях в виде тепла. Если это произойдет в тяговой камере ракетного двигателя, то вытекающие из нее газы могут приобрести колоссальную скорость. Так, например, если таким «топливом» ракетного двигателя будет служить гелий (тут этот благородный газ, отказывающийся вступать в химические реакции вообще, оказывается едва ли не самым идеальным «топливом»), то скорость истечения может достигнуть  $30\,000\text{ м/сек}$ ! Но и это все еще только идеи, на пути осуществления которых стоят трудности, кажушиеся пока непреодолимыми...

Мы привели несколько примеров своеобразных «экзотических» возможностей в области создания совершенных ракетных топлив, которыми располагает химия сама по себе и в содружестве с физикой. Число подобных примеров можно было бы умножить. Наука упорно исследует такие возможности, открывая все новые и не жалея на это сил и средств, ибо трудно переоценить значение любого значительного успеха в этом направлении. Ведь речь идет о решающем условии осуществления межпланетных полетов, тут поистине открывается дорога в космос. И все же пока это только поиск и нет никакой уверенности в его успехе. Реально же ракетная техника

должна считаться с твердо установленными возможностями химии ракетных топлив, о них шла речь выше. Рассчитывать на скорость истечения больше 4500—4750 м/сек серьезных оснований нет.

Так появляется важнейший барьер на пути развития ракетной техники и космонавтики, барьер «топливный», барьер недостаточной энергии имеющихся топлив. О том, как наука пытается взять этот барьер, расставшись с химией, будет рассказано в трех последних главах книги.





## ЗА ПОМОЩЬЮ К АТОМУ

**С**амо собой разумеется, что в поисках топлив или, точнее, рабочих веществ (поскольку мы решили отказаться от услуг химии) с увеличенной энергопроизводительностью, наука прежде всего обращает свои взоры к энергии атомного ядра. Ведь в этих микроскопических «кладовых» заключена колоссальная энергия, во многие миллиарды раз превосходящая химическую. Если бы эту энергию удалось полезно использовать в реактивных двигателях, т. е. преобразовать ее в кинетическую энергию вытекающих из двигателя газов, то полученная скорость истечения была в десятки и сотни тысяч раз больше, чем это возможно для наилучших химических топлив.

Чтобы создать такие атомные реактивные двигатели, нужно решить, по крайней мере, две ключевые задачи — освободить заключенную в ядре энергию, а затем научиться преобразовывать эту гигантскую ядерную энергию в кинетическую энергию вытекающей из двигателя струи. Каково положение с этим сейчас?

Как известно, наука уже знает два метода высвобождения энергии атомного ядра. Один из них связан с цепным процессом деления ядер металла урана или другого металла — плутония — он реализуется при взрывах атомных бомб и в так называемых атомных реакторах, или котлах. При таком распаде сложных ядер на более простые часть заключенной в ядрах потенциальной энергии

выделяется, главным образом, в виде кинетической энергии вновь образовавшихся ядер, т. е. продуктов деления исходных ядер.

Эта кинетическая энергия, в свою очередь, весьма быстро, за доли секунды, переходит, в результате многочисленных соударений быстро движущихся ядер деления с другими атомами, в энергию беспорядочного, хаотического движения всех этих атомов, т. е. в энергию тепловую, в тепло. Только небольшая, сравнительно, часть ядерной энергии теряется при этом в виде различных радиоактивных излучений.

Принципиально тот же метод освобождения внутриядерной энергии реализуется при так называемом радиоактивном распаде ядер, т. е. самопроизвольном, идущем без вмешательства извне процессе, в результате которого из неустойчивых атомных ядер вылетают электроны, альфа-частицы (ядра атомов гелия) и другие частицы. В итоге такого распада исходное ядро становится более простым и легким и, в конце концов, более устойчивым, а выделившаяся внутриядерная энергия преобразуется в основном в тепло. Недостатком этого процесса радиоактивного распада с точки зрения его практического использования для высвобождения внутриядерной энергии является полная его неуправляемость — скорость процесса нельзя ни ускорить, ни замедлить, ни прекратить вовсе, ни начать заново. Энергия радиоактивного распада уже находит себе практическое применение, в том числе и в ракетной технике, для чего создаются специальные небольшие «атомные батареи» с различными наиболее подходящими для этой цели радиоактивными изотопами. В таких «батареях» удается непосредственно превращать внутриядерную энергию в электрическую, что весьма выгодно. Однако мощность подобных «атомных батарей» обычно столь невелика, что они могут использоваться лишь для различных вспомогательных нужд, например, питания электрическим током бортовой аппаратуры ракеты или космического летательного аппарата. В тех случаях, когда нужна большая энергия, как это имеет место в случае ракетных двигателей, процесс радиоактивного распада, как правило, использован быть не может. Здесь пригоден лишь цепной процесс деления, при котором практически ограничений величины мощности нет.

Нужно подчеркнуть, что при цепной реакции деления ядер, в которой атомным «горючим» служат уран или плутоний, высвобождается всего примерно одна тысячная часть всей потенциальной энергии атомного ядра. При радиоактивном распаде эта доля значительно меньше. И все же энергия деления ядер столь велика сравнительно с химической, что она достаточна для получения скорости истечения из ракетного двигателя в тысячи раз большей, чем в обычных двигателях. Следовательно, дело только за второй частью задачи — разработкой метода преобразования выделившейся энергии в кинетическую энергию реактивной струи.

Но прежде, чем перейти к этому, нам нужно выяснить еще возможности второго метода высвобождения внутриядерной энергии, который связан с физическим процессом, диаметрально противоположным по своему характеру первому, т. е. не с распадом сложных атомных ядер на простые, а наоборот, со слиянием простейших ядер в более сложные. Именно этот так называемый процесс термоядерного синтеза является источником энергии Солнца и звезд. Искусственно он реализуется в термоядерном взрыве, т. е. взрыве водородной бомбы. По величине энергии, выделяющейся на каждый килограмм ядерного горючего, реакция ядерного синтеза превосходит реакцию деления и, следовательно, ее использование в реактивном двигателе было бы выгоднее. Так, например, если бы удалось создать атомный ракетный двигатель, в котором полностью использовалась для создания реактивной тяги внутриядерная энергия, выделяющаяся при синтезе ядер водородных атомов в ядра атома гелия (так называемая звездная реакция, реализующаяся в недрах Солнца и других звезд), то скорость истечения была бы примерно в 2,5 раза больше, чем в атомном ракетном двигателе с урановым реактором (считая, конечно, что вытекает из двигателя одно и то же вещество, являющееся продуктом ядерной реакции, т. е. пренебрегая возможным различием свойств такого вещества). Это объясняется тем, что 1 кг водородных ядер, полностью перешедших в ходе ядерной реакции синтеза в ядра гелия, выделяет примерно в 7,5 раз больше внутриядерной энергии, чем 1 кг полностью разделившихся в ходе цепной ядерной реакции деления ядер урана.

Использование в ракетных двигателях реакции термоядерного синтеза выгоднее и по другим причинам. В частности, можно думать, что термоядерные ракетные двигатели были бы связаны со значительно меньшим радиоактивным излучением, чем двигатели с урановым реактором; а ведь это опасное для окружающих радиоактивное излучение атомного двигателя является одной из серьезнейших трудностей на пути его создания и практического использования. Использование термоядерного синтеза выгоднее и в связи с практически неисчерпаемыми запасами термоядерного горючего в природе.

И все же шансы на возможность появления термоядерного ракетного двигателя пока еще ничтожно малы. Это объясняется просто — до сих пор еще не удается найти реальные пути для осуществления управляемой термоядерной реакции, т. е. для создания термоядерного реактора, или котла, подобно существующим урановым или плутониевым реакторам. Неуправляемая, т. е. взрывная термоядерная реакция искусственно осуществлена в водородной бомбе, но выделять термоядерную энергию не взрывом, а постоянно, так, чтобы ее величину можно было ограничить и регулировать, ученые еще не умеют.

Известно, что в направлении «приручения» термоядерной энергии во многих странах, в том числе и в СССР, ведутся настойчивые исследования и экспериментальные работы. Значение этих усилий понятно, ведь решение указанной задачи поставило бы на службу человечеству практически неограниченный источник столь необходимой ему энергии — сырьем для термоядерного топлива может быть обычная вода. Однако ученые еще очень далеки от цели. Чтобы поддерживать в течение длительного времени термоядерную реакцию, водород необходимо нагреть до температуры в миллионы градусов. Наука нашла способ такого разогрева газа, превращающего его в плазму, т. е. почти полностью ионизированную смесь ядер водорода (протонов, дейтронов и тритонов — для обычного, тяжелого и сверхтяжелого водорода) и электронов. Для этого используется комбинированное воздействие на газ мощных электрических разрядов и магнитных полей. При этом удалось решить и такую, казалось бы, неразрешимую задачу, как заключение миллионноградусной плазмы в сосуд без того, чтобы его стенки мгновенно испарились — на помощь при-

шло все то же магнитное поле, силовые линии которого как бы создают сотканный из них невидимый сосуд, удерживающий плазму вдали от стенок. В Сибирском отделении Академии Наук СССР получена плазма с температурой 100 миллионов градусов!

Осталась не разрешенной всего одна задача, но эта задача, без которой нет и окончательного разрешения проблемы, оказалась чрезвычайно коварной. Она заключается в необходимости обеспечить устойчивость плазмы, или, как говорят ученые, «плазменного шнура» — того обычно прямолинейного или кольцевого газового объема, в котором удерживается магнитным полем плазма внутри сосуда, вдалеке от его стенок. Как оказалось, плазменный шнур просто феноменально неустойчив, плазма стремится любым способом выбраться из этого шнура, ускользнуть из сетки оплетающих шнур магнитных силовых линий, образовать в этой сетке дыру. Лишь ничтожные доли секунды существует шнур с его баснословной температурой, а затем распадается, и температура плазмы резко снижается так, что термоядерная реакция уже идти не может. Если бы удалось удлинить срок жизни шнура совсем немного, хотя бы до нескольких секунд, то оказалось бы возможным вызвать установившуюся термоядерную реакцию и задача была бы, наконец, решена. Но именно этого пока добиться и не удается.

Конечно, управляемая термоядерная реакция будет осуществлена, в этом не может быть сомнений. Тогда будут созданы и термоядерные реактивные двигатели. Но пока ученые рисуют лишь возможные принципиальные схемы таких двигателей, готовясь к тому заветному дню, когда их создание окажется реальным. Потому-то, ограничиваясь существующими возможностями, придется признать, что единственным типом атомного реактивного двигателя, который может быть создан уже сейчас, является двигатель, основанный на использовании уранового или плутониевого атомного реактора какого-либо типа как источника тепловой энергии.

Впрочем, ту же ядерную реакцию распада сложных атомных ядер, что лежит в основе уранового реактора, можно было бы попробовать использовать в реактивном двигателе и иначе. Здесь возможны, точнее, предложены, два других, альтернативных решения.

Один из них заключается в идее применения в ракетной технике обыкновенной ...атомной бомбы.

Термоядерная бомба здесь не годится, бомба должна обладать небольшой мощностью, сила ее взрыва (например, по проекту «Орион», разработанному в США) не должна превосходить примерно 1000 т (т. е. быть эквивалентной взрыву тысячи тонн тротила). Если взрывать подобные бомбы одну за другой, с определенными интервалами, позади космического корабля, защищенного от непосредственного воздействия взрывов мощной стальной плиты, то сила взрыва будет толкать плиту, а вместе с ней и весь корабль, разгоняя его до большой космической скорости. Ну что ж, если этот проект удастся осуществить, а это принципиально вполне возможно, то это будет один из немногих вполне приемлемых видов мирного использования силы ядерного взрыва. Нужно сказать, однако, что такой способ передвижения в космосе может оказаться применимым и, тем более, выгодным лишь в очень редких случаях и не может конкурировать с атомными реактивными двигателями.

Принципиально неизмеримо более привлекательна другая альтернатива ракетному атомному реактору, хотя, как мы увидим ниже, и она тоже может быть использована далеко не всегда. Привлекательность же этого альтернативного решения связана с тем, что оно обходится без преобразования внутриядерной энергии в тепло, что является обязательным для любого существующего атомного реактора. Это значит, что делается попытка непосредственного перехода внутриядерной энергии в кинетическую энергию реактивной струи. Выгоды здесь очевидны: помимо того, что каждое преобразование энергии связано с ее потерями, использование тепловой энергии, т. е. преобразование ее в механическую, всегда связано с большими трудностями.

Как же можно представить себе непосредственный переход внутриядерной энергии в кинетическую энергию реактивной струи? Для этого нужно вспомнить то, что говорилось выше о непосредственном проявлении внутриядерной энергии после ее высвобождения — она заключена в основном в продуктах ядерного деления и представляет собой их кинетическую энергию. Действительно, образовавшиеся после деления осколки уранового ядра мчатся в массе остальных атомов урана



с огромной, сверхкосмической скоростью (15—20 тысяч километров в час). Правда, на очень коротком пути за считанные мгновения они тормозятся, их движение замедляется в результате столкновений с атомами — кинетическая энергия осколков теряется, сообщается всем атомам в виде тепла.

Но нельзя ли попытаться избежать этого торможения и вместо него так «организовать» хаотическое движение осколков ядерного деления, чтобы они двигались «дружно» в одном общем для них всех направлении? Ведь тогда цель была бы достигнута и получен атомный ракетный двигатель, ибо движущиеся в одном направлении осколки и образовали бы реактивную струю со скоростью истечения до 20 000 м/сек. А почему этого нельзя добиться? Ведь удастся же в реактивном сопле обычного ракетного двигателя организовать ранее хаотическое тепловое движение газовых молекул? А теперь вместо молекул будут атомные ядра...

Вообще говоря, необходимые для этой цели устройства, вероятно, могут быть созданы, хотя пока их еще нет, и они будут совсем не похожи на обычные реактивные сопла. Ведь продукты ядерного деления — заряженные частицы и для управления их движением понадобятся, очевидно, электрические и магнитные поля, а не ограничивающие твердые поверхности вроде стенок сопла. Очевидно, что в этом случае ядерное деление не должно происходить в среде твердого вещества, ибо тогда уже на пути длиной в микроны быстро мчащиеся ядра-продукты деления растеряют свою скорость. Тут более подходит газ, еще лучше — разреженный.

Но главное препятствие на пути создания атомного ракетного двигателя заключается вовсе не в этом. Представим себе, что такой двигатель создан и что в нем каждую секунду «сгорает», т. е. делится значительная масса ядерного горючего — урана или плутония. Если мы хотим, чтобы двигатель развивал большую тягу в сотни тонн, как современные мощные ракетные двигатели, то

←

Рис. 69. Межпланетный корабль, движимый силой атомных взрывов.

Вес корабля 75.000 Т, сила каждого из тысячи атомных взрывов — 1000 Т тринитротолуола (рисунок, США)



секундное количество расходуемого делящегося вещества должно быть, действительно, значительным — порядка сотен килограммов. Это значит, что в двигателе будет ежесекундно высвобождаться огромное количество внутренней энергии — ведь 1 кг урана эквивалентен в отношении энергопроизводительности примерно 1700 т авиационного бензина. Мощность двигателя будет равняться десяткам миллионов киловатт, как у нескольких гигантских гидроэлектростанций, вместе взятых. Легко видеть, что рабочее вещество в таком двигателе и его стенки будут воспринимать такое огромное количество тепла, что двигатель мгновенно испарится, но отвести это тепло, охладить двигатель будет практически невозможно. Вот почему такой атомный ракетный двигатель называют часто псевдоракетным, подчеркивая этим его нереальность, невозможность его создания.

И тем не менее псевдоракетный двигатель, несмотря на свое устрашающее нигилистическое название может быть и, вероятно, будет создан. Но только, очевидно, такой двигатель должен развивать крайне малую тягу, величина которой будет ограничена мощностью двигателя, максимально допустимой из соображений его тепловой нагрузки. Мы здесь впервые встречаемся с проблемой взаимосвязи тяги и мощности двигателя, приводящей к ограничению величины тяги. Подробнее эта исключительно важная для всего будущего реактивной техники проблема будет рассмотрена в следующей главе, посвященной реактивным двигателям, используемым в штурме космоса, ибо именно для этих двигателей указанная проблема становится особенно острой. Там же будет рассказано о возможных областях применения и псевдоракетного и других ракетных двигателей весьма малой тяги.

Итак, мы выяснили, что, по существу, единственный тип атомного реактивного двигателя, который может быть создан в настоящее время, должен быть основан на применении атомного уранового или плутониевого реактора. Очевидно, тепло, выделяющееся в таком реакторе, должно использоваться для нагрева какого-либо рабочего вещества, истечение которого из двигателя и создаст реактивную тягу.

По крайней мере в одном случае характер такого рабочего вещества предопределен заранее — в воздушно-

реактивных атомных двигателях им должен, очевидно, служить атмосферный воздух. При этом возможны два случая — либо атмосферный воздух непосредственно течет по каналам атомного реактора, охлаждая его и нагреваясь сам (так называемый прямой цикл), либо же охлаждение реактора осуществляется с помощью какого-нибудь промежуточного теплоносителя, жидкого или газообразного (например, расплавленного металла или гелия), а уже этот теплоноситель в специальном теплообменнике передает полученное им в реакторе тепло рабочему веществу — атмосферному воздуху (непрямой цикл).

Судя по материалам иностранной печати, за рубежом ведутся работы по атомным авиационным реактивным двигателям обеих схем, причем разрабатываются как атомные турбореактивные, так и атомные прямоточные двигатели.

В атомном турбореактивном двигателе, разрабатываемом в США фирмой Джeneral Электрик для самолета, использован прямой цикл. В испытаниях этой силовой установки были использованы два обычных турбореактивных двигателя J47, а также экспериментальный атомный реактор, в котором осуществлялся подогрев рабочего воздуха турбореактивных двигателей. Таким образом, место камеры сгорания двигательного «конвейера» в этом случае занимал сам атомный реактор.

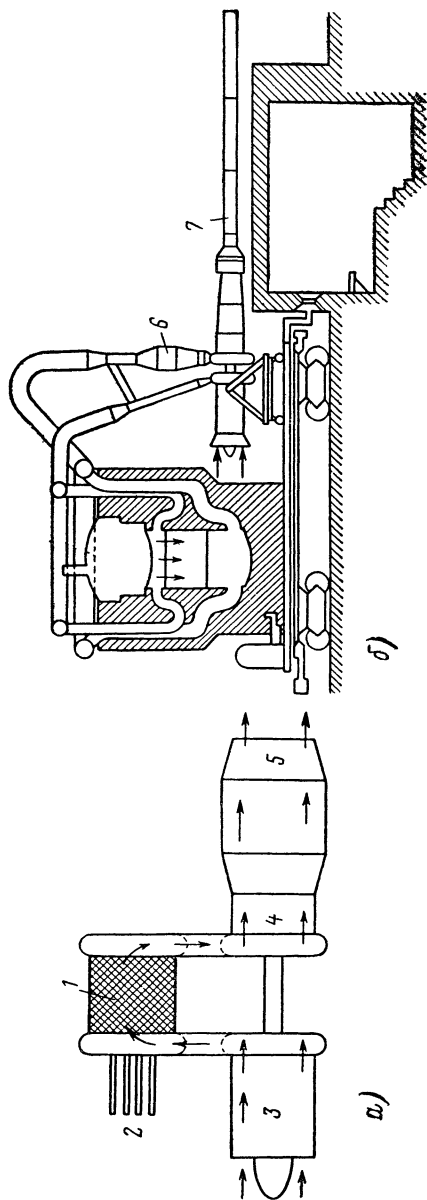
Другая американская фирма, Пратт Уитни, разрабатывает атомный турбореактивный двигатель непрямого цикла. В этом двигателе использованы два замкнутых циркуляционных контура, в которых циркулирует промежуточный теплоноситель — расплавленный металл (например, сплав натрия и калия). Металлический теплоноситель первичного контура отводит тепло от атомного реактора и передает его в промежуточном теплообменнике металлическому теплоносителю второго контура. В свою очередь, этот вторичный теплоноситель передает полученное в теплообменнике, заменяющем камеру сгорания двигателя, тепло его рабочему воздуху. Фирма предполагает в дальнейшем перейти к более простой схеме двигателя с одним циркуляционным контуром для промежуточного теплоносителя.

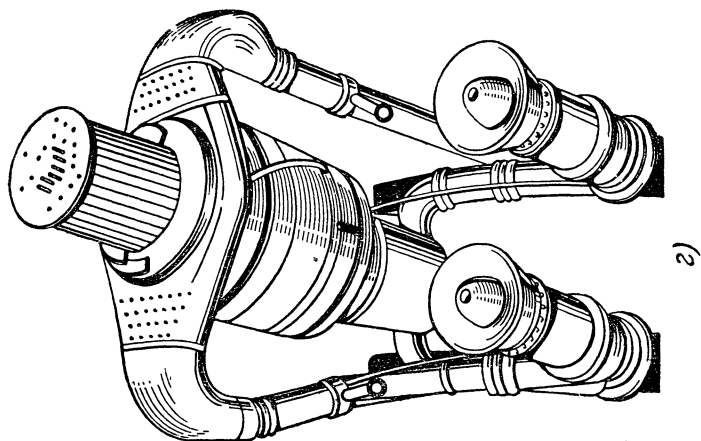
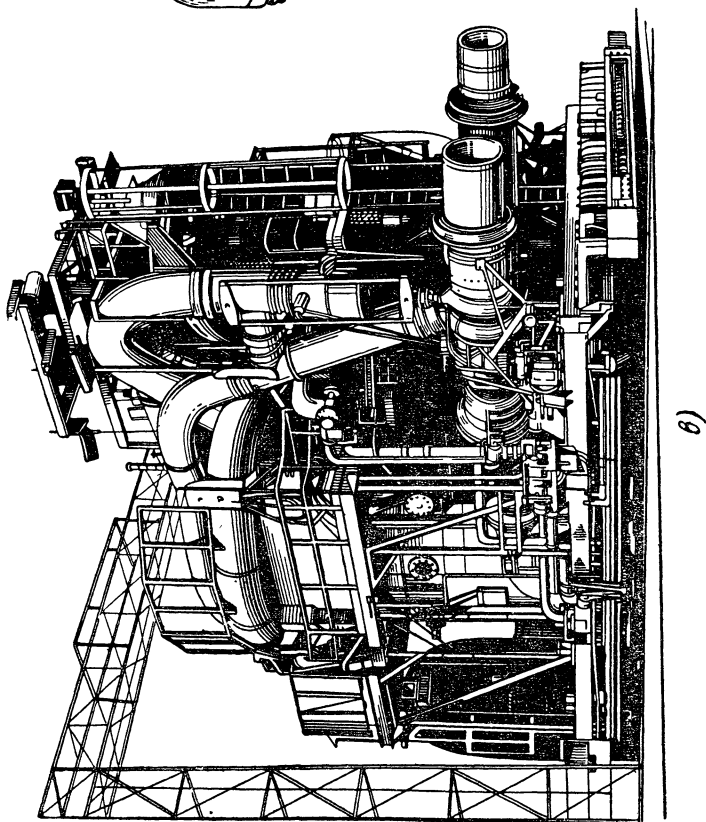
Атомный прямоточный двигатель разрабатывается в США по проекту «Плутон». Двигатель состоит из входно-

Рис. 70. Атомный турбореактивный двигатель прямого цикла (фирма Джeneral Электрик, США):

а)—схема двигателя; б)—схема испытательной установки; в)—внешний вид испытательной установки с экспериментальным атомным реактором и двумя турбореактивными двигателями J47; г)—реактор с двигателями.

1—реактор; 2—управляющие стержни; 3—компрессор; 4—турбина; 5—сопло; 6—камера сгорания; 7—выхлопная труба





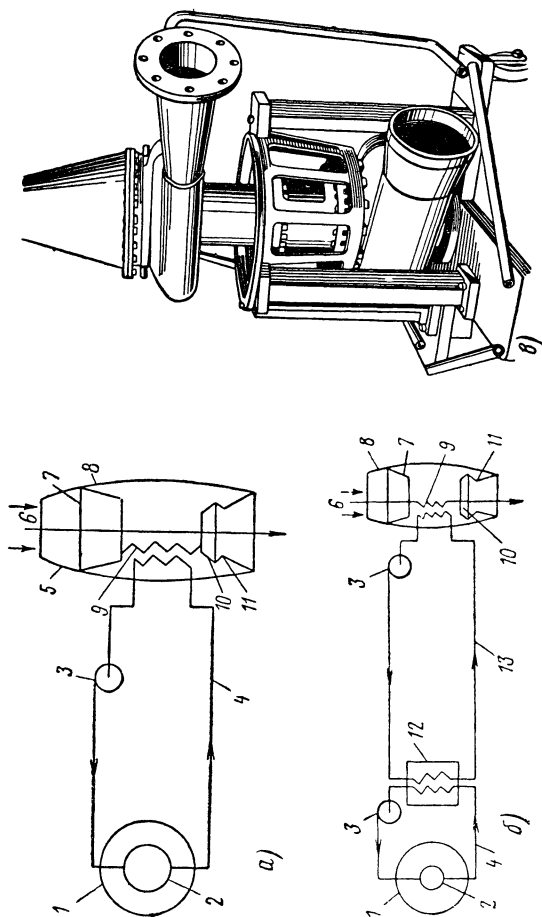
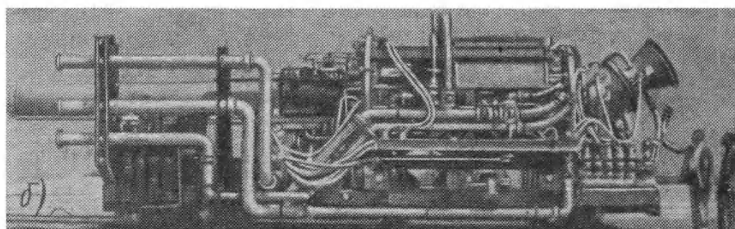
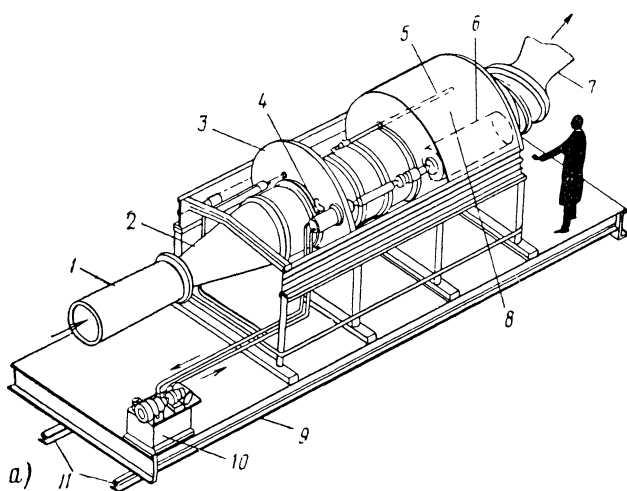


Рис. 71. Атомный турбореактивный двигатель непрямого цикла (фирма Прайт Уитни, США):  
 а)—перспективная схема двигателя с одним циркуляционным контуром для жидкого металла; б)—схема двигателя с двумя циркуляционными контурами для жидкого металла; в)—турбонасосный агрегат для жидкого металла. Сверху расположена пневмотурбина для привода насоса, показанного снизу. Общая длина агрегата примерно 1,2 м.

го диффузора, атомного реактора для нагрева воздуха (заменяет камеру сгорания) и реактивного сопла. Атомный реактор для этого двигателя получил название «Тори». Экспериментальный образец реактора, подвергавшийся испытаниям («Тори ПА»), имеет тепловую мощность 155 Мвт, через него протекает 315 кг/сек воздуха, который приобретает в реакторе температуру 1080° С. Диаметр активной зоны реактора, содержащей около 100 000 керамических топливных элементов с ядерным горючим, равен 810 мм, ее длина 1210 мм. Натурный реактор для атомного прямоточного двигателя «Тори ПС» проходит испытания. Как указывается, предполагаемая тяга двигателя «Плутон» 2250—4500 кг. Двигатель предназначен для беспилотного самолета со скоростью полета, втрое большей скорости звука, способного совершать непрерывный полет с этой скоростью в течение, примерно, 3 суток.

Принципиальные преимущества атомных авиационных реактивных двигателей перед обычными воздушными реактивными совершенно очевидны. Поскольку атомный реактивный самолет расходует на полет ничтожно мало ядерного горючего, то такой полет может длиться практически неограниченно долго. И самое существенное, этот полет может протекать с большой сверхзвуковой скоростью, что совершенно не по плечу обычной реактивной авиации. Ведь чем с большей скоростью летит самолет, тем более мощным должен быть его двигатель, тем больше, следовательно, топлива расходуется каждую секунду. Поэтому сверхзвуковой полет поневоле ограничивается коротким временем, даже в рекордных случаях — примерно двумя часами. Если полет обычного реактивного самолета должен быть длительным, то он неизбежно осуществляется с относительно малой скоростью.

Иное дело — атомный реактивный самолет. Большая мощность атомного турбореактивного или прямоточного двигателя не сопряжена с большим расходом топлива, и сверхзвуковой полет в этом случае может длиться сколь угодно долго. Кроме того, естественно, атомные двигатели не нуждаются в воздухе для своей работы, воздух служит в этом случае только в качестве отбрасываемого рабочего вещества, вследствие чего отпадают многие проблемы и трудности высотного полета обычных



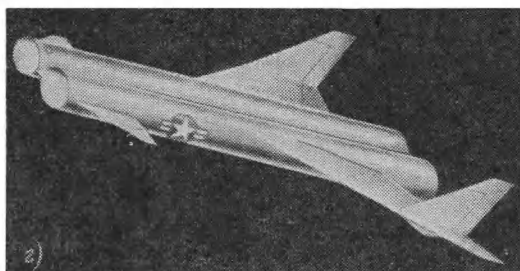
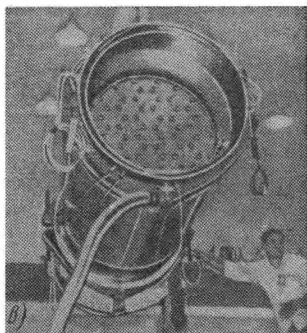


Рис. 72. Атомный прямоточный двигатель:

**а)**—схема экспериментального атомного реактора «Тори IIA», разработанного для опытов по программе «Плутто»; **б)**—внешний вид реактора «Тори IIA»; **в)**—активная зона реактора; **г)**—рисунок сверхзвукового бомбардировщика с атомными прямоточными двигателями (США).  
**1**—воздухозаборник; **2**—диффузор; **3**—защитный экран; **4**—гидравлический привод для регулирующего цилиндра; **5**—стержень точной регулировки; **6**—регулирующий цилиндр; **7**—сопло; **8**—активная зона реактора, где происходит нагрев воздуха; **9**—платформа для установки двигателя; **10**—гидравлический насос; **11**—колея



реактивных самолетов, в частности, например, связанные с ненадежностью сгорания в разреженном воздухе.

Потенциальные возможности применения атомных воздушно-реактивных двигателей в авиации очевидны. Если такие двигатели еще не внедрены пока в эксплуатацию, то это объясняется не тем, что над ними не работают, а возникшими серьезными трудностями технического характера.

Прежде всего в этой связи следует упомянуть проблему, которая вовсе не возникает в обычных «химических» двигателях и является сложнейшей, когда речь идет о двигателях атомных — проблему радиоактивного излучения работающего атомного реактора. Это излучение, как электромагнитное (гамма-лучи, жесткие рентгеновские лучи), так и корпускулярное (протоны, нейтроны, электроны и др.), чрезвычайно опасно для людей и всего живого. Вызываемым им болезненным процессам в организме дано общее название «лучевая болезнь». Она не только чрезвычайно опасна, поскольку связана с поражением ряда жизненно важных органов, но часто заканчивается гибелью заболевшего. Не менее опасно и то, что последствия лучевой болезни часто сказываются на потомстве заболевшего, даже в нескольких поколениях.

Человеческий организм не снабжен каким-либо органом чувства, сигнализирующим ему о воздействии опасного облучения, оно сказывается лишь через некоторое время. Другой неприятнейшей биологической особенностью радиоактивного излучения является его куммулятивное действие, т. е. накопление в течение некоторого времени невидимых результатов облучения, пока они не проявляются уже в сильной форме. Эти особенности требуют надежной защиты человека от радиоактивного излучения атомного реактора. В стационарных установках, на атомных электростанциях или в исследовательских лабораториях, а также на атомоходе «Ленин» или атомных подводных лодках людей, обслуживающих реакторы, защищает мощная экранирующая оболочка, внутри которой заключен реактор. Само собой разумеется, что на самолете такую тяжелую экранировку применить нельзя, самолет ее просто не поднимет. Но даже минимально необходимая защитная биологическая экранировка получается весьма тяжелой, ее вес составляет де-

сятки тонн, вследствие чего атомные самолеты должны обладать очень большим взлетным весом. Одним словом, ни атомного истребителя, ни атомной авиэтки не создашь; впрочем, они и не нужны.

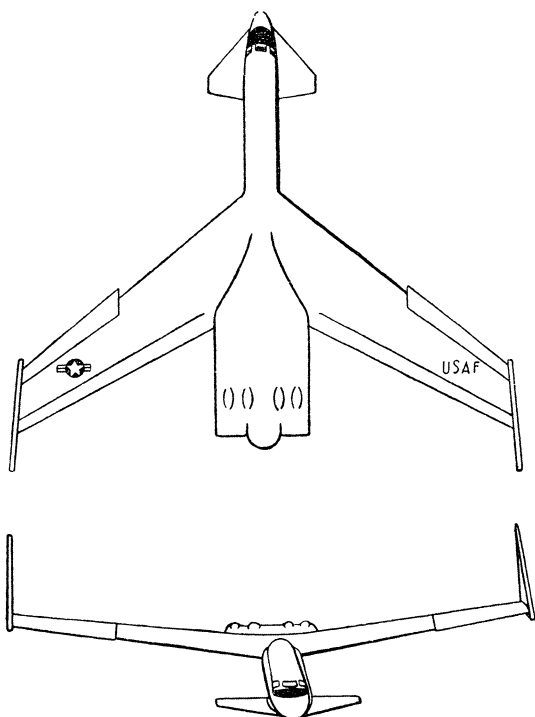


Рис. 73. Атомный самолет, разрабатываемый в США фирмой Конвер будет иметь схему утки с тем, чтобы экипаж находился как можно дальше (более 30 м) от двигателей. Самолет (на рисунке показана его модель) будет дозвуковым, его взлетный вес превысит 200 Т, первый полет был намечен на 1965 г.

Но дело не только в необходимости массивной защитной оболочки — экранировки. Чрезвычайно важно, что в случае аварии самолета или вынужденной посадки радиоактивные продукты могут «выбраться» из защитной клетки, в которую были заключены. Это представит очень большую опасность для всех, находящихся на при-

легающей территории. Разработка средств уменьшения такой опасности, совершенно очевидно, представляет собой сложнейшую задачу. Это же касается и такого технического обслуживания двигателя, как замена проработавшего некоторое время ядерного горючего (к сожалению, его невозможно использовать до полного «выгорания», так как оно «заражается» продуктами ядерного деления, вследствие чего цепная реакция деления замедляется, а потом и вовсе прекращается). Как видно, радиоактивное излучение является главным препятствием, поистине рубиконом на пути к созданию атомного реактивного двигателя для самолета.

Есть немало других препятствий. Так, например, габариты атомного реактора должны быть невелики, хотя мощность его — значительной. Это выдвигает ряд конструктивных проблем и, в частности, проблему передачи больших количеств тепла через относительно небольшие поверхности реактора. Для решения такой задачи приходится идти на увеличение температурного перепада на поверхностях теплопередачи, т. е. на повышение рабочей температуры реактора. Это тем более важно, что воздух, охлаждающий реактор (а тем более — промежуточный теплоноситель), должен иметь достаточно высокую температуру, иначе тяга двигателя будет малой. Поэтому реакторы авиационных атомных реактивных двигателей должны быть, как говорят, высокотемпературными, что существенно усложняет их конструкцию по сравнению с обычными существующими реакторами.

Вероятно, недалеко то время, когда в воздух поднимется первый атомный самолет. В США уже совершал полет самолет с экспериментальным атомным реактором на борту, уже работали различные турбореактивные и прямоточные двигатели без камеры сгорания, ее заменял — непосредственно или с помощью теплообменника — атомный реактор.

А как обстоит дело с атомными ракетными двигателями?

Тут уже преимущество атомного двигателя перед обычными «химическими» ракетными двигателями вовсе не так очевидно. Ведь если воздушно-реактивные двигатели черпают свое рабочее вещество из атмосферы, то ракетные расходуют из запасов, имеющихся на борту

летательного аппарата. Поэтому вне зависимости от того, какой ракетный двигатель установлен на летательном аппарате — химический или атомный, все равно на борту должно находиться рабочее вещество. То, что в одном случае это вещество является, вместе с тем, и топливом, т. е. источником энергии, а в другом — нет, принципиально дела не меняет — атомная энергия избавляет от необходимости иметь на борту химическое топливо, но не может избавить от такой же необходимости в отношении рабочего вещества.

Правда, количество рабочего вещества, запасенного на борту летательного аппарата, что, в конце концов, и является решающим, будет одним и тем же только в том случае, если одинакова скорость истечения (вес самого двигателя мы пока не учитываем). Не может ли в этом отношении атомный двигатель оказаться более совершенным, чем химический?

Чтобы ответить на этот вопрос, надо вспомнить, что скорость истечения зависит от двух величин — температуры вытекающих из двигателя газов и их молекулярного веса. Как указывалось выше, в предыдущей главе, скорость истечения пропорциональна корню квадратному из отношения этих двух величин. Поэтому, чтобы увеличить скорость истечения, нужно использовать все возможности в отношении увеличения температуры газов и уменьшения их молекулярного веса.

И вот здесь проявляется первое и, пожалуй, наиболее существенное преимущество атомного ракетного двигателя перед обычными химическими. Если у этих последних обе величины — температура и молекулярный вес газов — взаимно связаны, ибо газы являются продуктами сгорания какого-либо определенного топлива с данной энергопроизводительностью (а ведь все дело именно в ней), то в атомном двигателе такой взаимосвязи нет. Это дает возможность нагревать в атомном реакторе до заданной температуры разные рабочие вещества и, таким образом, подбирать наиболее выгоднейшее, т. е. обладающее минимальным молекулярным весом. Впрочем, мы уже знаем такое вещество, это, конечно, водород. Если в химическом водородо-кислородном двигателе продукты сгорания водорода, т. е. водяные пары, имеют молекулярный вес 18, то при истечении из атомного двигателя самого водорода молекулярный вес будет равен 2. Так

как молекулярный вес стал меньше в нашем примере в 9 раз, то, следовательно, при одной и той же температуре вытекающей струи скорость истечения увеличится в  $\sqrt{9}$  или в 3 раза. Огромный прогресс!

Кроме водорода есть ряд других веществ с молекулярным весом, меньшим чем у воды, так что диапазон возможных рабочих веществ для атомного ракетного двигателя оказывается достаточно большим, есть из чего выбирать. Но зато гораздо хуже, как мы сейчас увидим, обстоит дело с возможностью нагрева рабочего вещества в атомном двигателе.

Действительно, чтобы и в этом отношении атомный ракетный двигатель превосходил обычный химический, нужно нагреть в нем газы до температуры, большей  $3000\text{—}3500^\circ\text{C}$ , ибо такую температуру имеют продукты сгорания ряда топлив, применяющихся в современных жидкостных ракетных двигателях. Но это значит, что поверхности атомного реактора, которые охлаждаются рабочим веществом и сами его нагревают, должны быть еще более горячими. Если имеется промежуточный теплоноситель, нагревающий рабочее вещество в теплообменнике, как это было сказано выше по отношению к воздушно-реактивным атомным двигателям, то, очевидно, теплоотдающие поверхности самого реактора должны иметь еще большую температуру. Но ядерных делящихся материалов, которые остаются твердыми при подобных температурах, не существует в природе. Наиболее тугоплавкий из материалов — карбид урана плавится при температуре  $2450^\circ\text{C}$ . Следовательно, рабочее вещество атомного ракетного двигателя, допустим, тот же водород, может быть нагрето в нем до температуры не более  $2000^\circ\text{C}$ , т. е. существенно меньше, чем в обычном ракетном двигателе. Но тогда и скорость истечения соответственно снизится, примерно, на 30%. В результате совместного изменения температуры и молекулярного веса скорость истечения из атомного ракетного двигателя будет больше, чем у обычного химического ракетного двигателя, примерно, в 2—2,5 раза. Вот это и есть та выгода, которую может дать применение атомного реактора вместо камеры сгорания обычного ракетного двигателя.

Нельзя забывать, однако, что этот выигрыш дается ценой значительного увеличения веса и размеров двига-

теля. Вместо легкого и малогабаритного «химического» двигателя на ракете придется устанавливать громоздкий и, главное, тяжелый двигатель с атомным реактором. В особенности плохо будет обстоять дело, если понадобится надежная биологическая экранировка, т. е. если на ракете будут находиться люди. Само собой разумеется, что этот добавочный вес ухудшает показатели атомного ракетного двигателя.

Однако превосходство атомного ракетного двигателя в отношении скорости истечения настолько существенно, что оно делает понятным усилия по созданию подобного двигателя, прилагаемые за рубежом, в США. Там эти работы выполняются по программе «Ровер» и с ними ученые США связывают большие надежды в отношении возможностей осуществления различных космических полетов. Для ракетного двигателя «Нерва» весом 5 т разрабатывается атомный реактор «Киви», активная зона которого состоит из графитовых пластин с карбидом урана. Рабочим веществом двигателя служит водород. Реакторы типа «Киви» испытывались на специальной установке, начиная с 1959 г. Реактор имеет примерно цилиндрическую форму диаметром и высотой около 1,5 м. Тепловая мощность реактора составит 200—1000 Мвт, тяга двигателя до 22 т. Другим реактором для этого же двигателя является NRX, первые «горячие» испытания которого проведены в сентябре 1964 г. Для новой модификации двигателя — «Нерва II» создается реактор «Феб» и т. д.

Форсированные работы по созданию атомного ракетного двигателя по программе «Ровер» (с твердой активной зоной) вовсе не означают, конечно, что этот тип двигателя является единственно возможным. Так, например, при использовании атомного реактора, в котором делящееся ядерное «горючее» находилось бы не в твердом состоянии, могли бы отпасть ограничения в отношении максимальной температуры рабочего вещества, и скорость истечения, соответственно, снова возросла. Можно представить себе, в частности, такой реактор, в котором ядерная реакция происходит в жидком или газообразном «горючем», перемешанном с рабочим веществом. Ясно, что в этом случае температура рабочего вещества могла бы быть значительно более высокой. Однако создать подобный реактор далеко не так просто. Прежде всего,



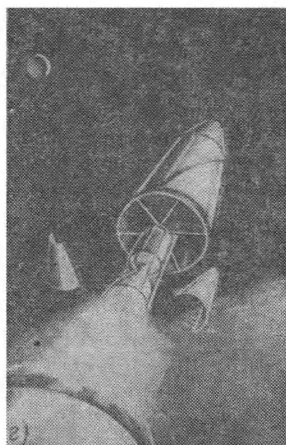
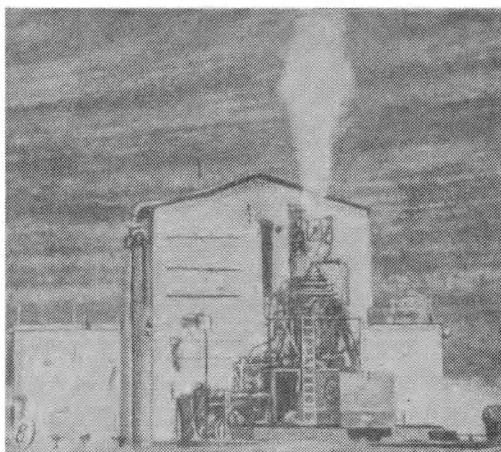


Рис. 74. Атомный ракетный двигатель.

а)—схема двигателя с твердой активной зоной реактора (типа «Киви»); б)—атомный реактор «Киви» для атомного ракетного двигателя «Ровер» (США), в)—испытания реактора «Киви», г)—атомная ракета в полете (рисунки).

1—активная зона реактора; 2—стержень управления; 3—газ в турбину; 4—турбин; 5—насос; 6—выхлоп из турбины; 7—подача топлива; 8—отражатель; 9—корпус; 10—рубашка охлаждения; 11—вспомогательный двигатель привода; 12—вспомогательный насос для хладагента; 13—аккумулятор



нужно было бы позаботиться о том, чтобы ядерное горючее не вытекало вместе с рабочим веществом через сопло двигателя, иначе затраты ядерного горючего были бы чрезмерно большими, а реактивная струя смертельно

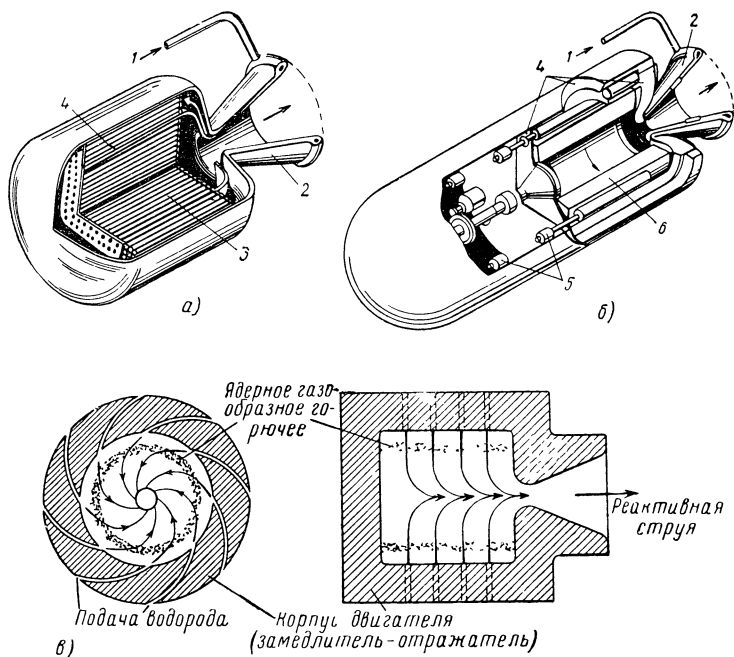


Рис. 75. Схемы атомных ракетных двигателей:

а)—двигатель с твердой активной зоной атомного реактора (графито-урановой); б)—двигатель с жидкой активной зоной атомного реактора или так называемым кипящим слоем (расплавленный карбид урана удерживается на стенках контейнера в результате его вращения под действием центробежной силы); в)—двигатель с вихревым газовым реактором (в двигателе создается газообразная активная зона — установившийся газовый вихрь из урана и водорода). 1—подача топлива; 2—сопло; 3—активная зона реактора; 4—циркулирующее топливо, 5—стержни управления, 6—вращающаяся жидкость

опасной из-за своей радиоактивности. Для этого можно использовать, например, газовый вихрь, создаваемый в реакторе. В таком вихре более легкий водород будет концентрироваться в центре — по оси и вытекать через сопло, а более тяжелые молекулы урана расположатся по периферии вихря и не будут вытекать. Но это не единственная трудность; оказывается, такой газовый

реактор должен обладать чрезмерно большими размерами (минимальная, или так называемая критическая масса ядерного горючего, необходимая для осуществления цепного процесса деления, в случае газа приобретает большой объем). Для ракеты такие размеры оказываются явно непригодными, хотя возможен ряд способов их уменьшения.

Предлагаются и другие идеи создания атомного ракетного двигателя, в котором температура рабочего вещества могла бы быть поднята значительно выше, чем в реакторе типа «Ровер». И хотя все они пока еще очень далеки от реализации, мы вряд ли ошибемся, если выскажем уверенность, что в будущем такие двигатели будут созданы и найдут широкое применение.

Однако помощь атомной энергии реактивной технике далеко не ограничивается созданием описанных выше атомных воздушно-реактивных и ракетных двигателей. Есть еще одна важная область реактивной техники, еще одна большая группа ракетных двигателей, остро нуждающихся в помощи атома. Эти двигатели настолько необычны, непохожи на существующие в настоящее время, да и вообще все известные нам, и, вместе с тем, они настолько перспективны, настолько важны для всего будущего реактивной техники, что им заслуженно посвящается целиком следующая глава.



## РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В КОСМОСЕ

---

**Д**вигатели, о которых говорилось в конце предыдущей главы, предназначены для использования в космическом пространстве.

Космический полет настолько отличен от тех полетов, с которыми приходилось иметь дело до сих пор двигателям летательных аппаратов, что естественно возникает вопрос о целесообразности и даже необходимости создания специальных двигателей. Такие двигатели пока еще не существуют, но усиленно разрабатываются и, действительно, они так же не похожи на своих «земных» собратьев, как сама Земля, окруженная атмосферой, не похожа на мрачную пустоту космоса.

Конечно, отличие условий космического полета от полета в атмосфере заключается не в цвете неба и не в количестве звезд на нем. Главными отличиями являются, пожалуй, два: отсутствие атмосферы, как среды, оказывающей сопротивление полету, и достижение скоростей полета, превосходящих первую космическую скорость, т. е. позволяющих преодолеть гравитационное поле Земли без помощи специально создаваемой подъемной силы. Легко видеть, что вторая из этих двух особенностей также является следствием первой, т. е. следствием отсутствия сопротивления среды, в которой осуществляется полет. Таким образом, именно вакуум мирового пространства является первоосновой главных особенностей космического полета.

Как же сказываются эти особенности на работе двигателей для космических летательных аппаратов и их устройстве?

Прежде всего, становится ясным отсутствие в этих условиях необходимости в колоссальных тягах, столь характерных, как мы видели, для обычных современных реактивных двигателей. Действительно, если говорить о самолетах, то их двигатели должны развивать огромную тягу для преодоления лобового сопротивления самолета, летящего в плотной атмосфере. Чем больше скорость такого полета, тем больше и потребная тяга, причем она возрастает гораздо быстрее, чем сама скорость. Если же иметь в виду ракеты, то их двигатели должны, обычно, обладать еще большей тягой, чтобы многотонная ракета сумела преодолеть силу земного тяготения и за короткое время (чем короче, тем лучше, ибо при этом уменьшается затрата топлива на разгон) приобрести необходимую огромную скорость.

В условиях, когда оказывающая сопротивление среда отсутствует и уже достигнута космическая скорость, позволяющая сохранять постоянную высоту полета при выключенном двигателе (в орбитальном полете), даже самая микроскопическая сила тяги, приложенная к самому массивному космическому кораблю, будет изменять закон его движения — разгонять или тормозить. Правда, это ускорение или замедление корабля будет ничтожно малым, но оно все же будет. Если даже такая малая сила будет действовать достаточно долго, то изменения скорости, а следовательно, и траектории движения корабля будут вполне зримыми, существенными, а при желании — и весьма значительными, необходимыми для осуществления любого мыслимого межпланетного полета.

Так вырисовывается главное, принципиальное отличие двигателей космического полета<sup>1</sup> от всех нам уже известных — их тяга может быть очень малой, но зато они должны быть в состоянии развивать ее в течение

---

<sup>1</sup> Конечно, и обычные ракетные двигатели современных космических ракет тоже являются космическими — с их помощью уже не мало сделано и еще больше будет достигнуто в штурме космоса. Здесь речь идет о таких космических двигателях будущего, которые обеспечат полет на его основном участке, т. е. между орбитами планет, после того, как достигнута 1-я космическая скорость.

больших промежутков времени — многих дней, недель и даже месяцев подряд.

Сравните характеристики этих двигателей и ракетных двигателей, применяющихся в настоящее время для штурма космоса: первые развивают тягу в доли килограмма, вторые — в сотни тонн, первые работают сотни и тысячи часов подряд, вторые — считанные минуты. Не ясно ли, что первые могут и вовсе не походить на вторые?

В частности, между прочим, новые условия могут позволить рассчитывать и на применение атомного двигателя, названного в предыдущей главе псевдоракетным. Но, конечно, это будет касаться только довольно редких случаев, ибо обычно даже в этих условиях ничтожная тяга такого двигателя окажется все же чрезмерно малой, вследствие чего периоды ускорения корабля — чрезмерно большими. Иное дело — космические ракетные двигатели особого типа, о которых подробнее пойдет речь ниже, ибо им и посвящена настоящая глава.

Но прежде, чем перейти к рассказу об этих двигателях, следовало бы ответить на один совершенно естественно возникающий вопрос. Действительно, если в условиях космического полета возможны малые тяги двигателя при его весьма продолжительной работе, и это непохоже на условия работы обычных реактивных двигателей, то почему нельзя приспособить к новым условиям эти обычные двигатели?

Ведь если создать, например жидкостный ракетный двигатель, специально спроектированный для работы с малой тягой, то и он, вероятно, сможет работать много часов подряд. Собственно, подобные примеры уже имеются, некоторые ненапряженные ракетные двигатели малой тяги уже работали очень подолгу. Такие двигатели применяются, в частности, в системах управления полетом и ориентации в пространстве ракет и космических летательных аппаратов.

Что же, подобные ракетные двигатели, действительно, могут быть созданы и они будут сотнями часов развивать малую тягу. Но какой ценой? Чтобы обеспечить такую высокую надежность, двигатели должны быть именно ненапряженными, т. е. прежде всего, температура газов в их камере сгорания должна быть пониженной. Однако,

268

как мы знаем, уменьшение температуры газов означает уменьшение скорости истечения.

Между тем, хорошо известно, что главным недостатком современных ракетных двигателей, препятствующим дальнейшему развитию ракетной техники и, в особенности, космонавтики, является как раз недостаточно высокая скорость истечения. И даже эту недостаточную скорость приходится еще уменьшать. Конечно, это никак не назовешь прогрессом.

В то же время те двигатели нового типа, о которых пойдет речь ниже и которые также способны работать непрерывно длительное время, развивая при этом небольшую тягу, характеризуются не только не уменьшенной, но и весьма существенно увеличенной скоростью истечения. Вот в чем основное достоинство этих двигателей — для них уменьшенная тяга, возможная в условиях космического полета, не самоцель, а средство значительного увеличения скорости истечения. Именно поэтому таким двигателям принадлежит будущее в области космических полетов. Ведь мы уже знаем, что только увеличение скорости истечения позволяет уменьшить потребный запас топлива на ракете, поскольку при этом снижается расход топлива на 1 кГ тяги, развиваемой двигателем. Следовательно, только увеличение скорости истечения позволяет увеличить полезный груз космического корабля, а очень часто только такой путь увеличения скорости истечения открывает саму возможность осуществления какого-либо сложного космического полета.

Однако как же удастся существенно увеличить скорость истечения, если мы знаем, что ни химия, ни атомная энергия не способны это обеспечить?

Принципиальный путь решения этой задачи очевиден и тоже нам уже известен. Поскольку химическая энергия, заключенная в рабочем веществе ракетного двигателя, недостаточна для сообщения этому веществу большой скорости движения, то, очевидно, нужно разделить источник энергии и рабочее вещество. Если использовать подвод энергии к рабочему веществу извне, то, само собой разумеется, это открывает возможность, пусть хотя бы принципиальную, значительно увеличить количество подводимой энергии. Во всяком случае, становится ясно, что потенциальная химическая энергия рабочего веществ

ва уже не является при этом естественным ограничением подвода энергии. Значит, главное — отделить источник энергии от рабочего вещества, которое таким образом начинает играть только одну роль — именно, роль рабочего вещества, а не топлива, служащего, помимо того, и источником энергии для разгона собственных продуктов сгорания.

В предыдущей главе уже шла речь об одном таком методе отделения источника энергии от рабочего вещества, именно, об атомных ракетных двигателях. Как мы знаем, даже с помощью этих двигателей, несмотря на органически присущие им ограничения в температуре нагрева рабочего вещества, скорость истечения может быть увеличена в 2—2,5 раза. Нет ли других методов более успешного решения этой же задачи?

Такие методы существуют, и даже не в единственном числе. Все они основаны на использовании чудесной силы электричества, почему основанные на подобных методах ракетные двигатели называют обычно электрическими. Именно *электрическим ракетным двигателям* принадлежит будущее в космонавтике.

Но до того, как рассказать об электрических ракетных двигателях, мы должны отчетливо представить себе, в чем причина того, что эти двигатели неизбежно характеризуются малой тягой. Если обычные химические ракетные двигатели могут иметь большую или малую тягу, как угодно, то электрических двигателей такой большой тяги, как у современных мощных ракетных двигателей, быть не может. Почему?

Здесь мы снова возвращаемся к уже затронутому однажды выше в связи с псевдоракетой (а еще раньше — в связи с турбореактивным двигателем) вопросу о связи скорости истечения и мощности двигателя. Сейчас мы несколько детальней разберемся в этой взаимосвязи, что очень существенно для понимания самой сути работы реактивных двигателей.

Мы знаем, что сила тяги, развиваемой ракетным двигателем, есть не что иное, как количество движения вытекающей из двигателя реактивной струи газов, т. е. произведение секундной массы газов на скорость их истечения. А мощность двигателя равна секундной кинетической энергии реактивной струи, т. е. полупроизведению секундной массы на квадрат скорости истечения.

Следовательно, мощность двигателя есть полупроизведение силы тяги на скорость истечения.

Кстати сказать, очень часто в научно-популярной литературе о ракетных двигателях говорят об их мощности, как произведению силы тяги на скорость полета. Как видно, это выражение для мощности совсем не похоже на приведенное выше, ведь только в одном, совершенно частном случае скорость полета ракеты равна половине скорости истечения (при этом оба значения мощности, как легко заметить, совпадают). Какое же из них верно?

Единственно верным является приведенное в тексте выражение, по которому мощность есть кинетическая энергия массы газов, вытекающих из двигателя за секунду. На самом деле, ведь именно в кинетическую энергию газов переходит химическая энергия топлива, сгорающего в любом ракетном двигателе, или же любая другая энергия, сообщаемая рабочему веществу внутри двигателя. Если двигатель обладает идеальным совершенством и в нем нет никаких потерь энергии (это, конечно, невозможно), то тогда затраченная, или подведенная, энергия в точности равна полезной мощности, т. е. кинетической энергии реактивной струи. В действительности, конечно, кинетическая энергия струи будет всегда меньше этой предельно возможной, что определяется величиной коэффициента полезного действия двигателя.

Но ведь и произведение силы тяги двигателя на скорость полета ракеты тоже представляет собой мощность; мало того, именно полезную мощность, ибо ведь это есть произведение силы, совершающей работу, на путь, пройденный в направлении действия силы. Действительно, если двигатель работает, развивая тягу, но при этом остается неподвижным, например, при испытании на стенде или при пуске ракеты (до того, как она оторвалась от пускового стола), то двигатель никакой полезной работы не совершает: сила есть, но путь равен нулю. В то же самое время мощность двигателя, определяемая кинетической энергией реактивной струи, естественно, не равняется нулю — ведь газы из двигателя вытекают.

Очевидно, что мощность двигателя, величина которой от скорости полета не зависит, может по разному затрачиваться на совершение полезной, или тяговой, работы продвижения ракеты. Когда ракета неподвижна, то вся



мощность двигателя расходуется бесполезно — на нагрев окружающего воздуха. Впрочем, бесполезно только в том случае, если двигатель установлен именно на ракете или другом каком-либо летательном аппарате. Но мы знаем теперь случаи совсем другого использования реактивных двигателей, когда создаваемая ими реактивная струя служит вовсе не для того, чтобы создавать движение, т. е. не в качестве движителя. Так, например, большие перспективы использования имеют термобуры, служащие для бурения скважин с помощью сверхзвуковой струи раскаленных газов и, по существу дела, представляющие собой те же жидкостные ракетные двигатели. Вот в этих случаях струя совершает полезную работу, хотя термобур вовсе не перемещается сам.

Но вернемся к ракетным двигателям. Чем больше скорость полета ракеты, тем больше (при постоянной тяге) полезная работа, совершаемая двигателем. Наконец, при скорости полета, равной половине скорости истечения, полезная или тяговая мощность оказывается в точности равной мощности двигателя. А что произойдет при дальнейшем возрастании скорости полета? Тяговая (полезная) мощность еще возрастет и станет больше мощности двигателя? Следовательно, полезная работа окажется большей, чем затрачиваемая энергия?! Это выглядит прямым нарушением закона сохранения энергии.

Но в действительности, конечно, никакого противоречия в этом кажущемся парадоксе нет. Все дело в том, что полезная или тяговая мощность представляет собой, по существу, работу, совершаемую не двигателем, а летящей ракетой, это мощность ракеты. Поэтому и затрачиваемой энергией является не только химическая энергия сжигаемого в двигателе топлива, но и та кинетическая энергия топлива, которой оно обладает, находясь на борту мчащейся ракеты. Конечно, эту кинетическую энергию топливо приобрело в результате разгона ракеты, т. е. за счет химической энергии тех порций топлива, которые сгорали до этого. Но топливо, сгорающее в каждую данную секунду, обладает двумя видами энергии — химической и кинетической. И весь этот запас энергии оно расходует, когда продукты его сгорания вытекают из двигателя. Вот почему тяговая мощность при больших скоростях полета (больших, чем половина скорости истечения) может оказаться больше мощности двигателя,

в которую переходит лишь химическая энергия топлива. Мы знаем случай, когда в полезную работу переходит вся энергия струи газов, т. е. и затраченная химическая энергия топлива, и его кинетическая энергия — это случай полета со скоростью, равной скорости истечения. Действительно, в этом единственном случае газы, вытекающие с большой скоростью из двигателя, не обладают никакой скоростью относительно земли, они оказываются неподвижными и, следовательно, растрачивают весь запас своей энергии (не учитывая, естественно, внутренней тепловой энергии горячих газов, которой они обладают из-за того, что не вся химическая энергия топлива преобразуется в двигателе в кинетическую энергию газов, т. е. из-за несовершенства двигателя). В этом уникальном случае полезная работа ракеты, или ее тяговая мощность, складывается из двух равных величин — мощности двигателя, равной кинетической энергии реактивной струи, и кинетической энергии топлива.

Мы остановились так детально на этом довольно тонком вопросе не только потому, что он обычно излагается не совсем верно авторами многих научно-популярных книг и статей, но и в связи с важностью правильных представлений об энергетических соотношениях ракетного полета. Без таких представлений нельзя глубоко понять физику этого полета.

Итак, мы пришли к важному выводу — мощность ракетного двигателя численно равна произведению силы тяги на скорость истечения, деленному пополам. Следовательно, одна и та же мощность может быть получена при большой тяге и малой скорости истечения (в этом случае будет большой масса вытекающих газов), либо же при малой тяге и большой скорости истечения. Мы увидим сейчас, к каким важным последствиям приводит эта взаимозависимость мощности и скорости истечения.

До тех пор, пока мы рассматривали лишь обычные, химические ракетные двигатели, вопрос об их мощности нас вовсе не интересовал, все решала тяга и, конечно, удельный расход топлива. На самом деле, не все ли равно, какова мощность двигателя, ведь эта мощность развивается как бы сама собой при сгорании топлива в двигателе.

Но теперь, когда речь идет о двигателях, в которых источник энергии отделен от рабочего вещества, пробле-

ма мощности двигателя выдвигается на первый план. Ведь в этом случае величина мощности двигателя определяет ту энергию, которая должна быть подведена извне к рабочему веществу. Очевидно, на борту летательного аппарата должна находиться энергоустановка, которая вырабатывает необходимую энергию. Поскольку мы имеем в виду электрические ракетные двигатели, то такой энергоустановкой должна быть электростанция. Разве не ясно, что мощность и, следовательно, размеры и вес подобной ракетной электростанции приобретают первостепенное значение, что именно они могут ограничить мощность двигателя?

Действительно, представим себе на минуту, что на ракете-носителе, осуществившей вывод на орбиту космического корабля-спутника «Восток», были установлены не обычные химические ракетные двигатели, а электрические. Поскольку мощность двигателей этой ракеты, как известно, равна 20 миллионам лошадиных сил, то, очевидно, мощность электростанции ракеты при установке на ней электрических ракетных двигателей должна быть еще больше (учитывая различные весьма значительные потери в двигателе). Но как представить себе электростанцию столь огромной мощности... на ракете? Ведь это суммарная мощность почти десятка крупнейших в мире ГЭС, подобных Волжской гидроэлектростанции имени В. И. Ленина!

Но и этого мало. Ведь вся затея с электрическими ракетными двигателями связана лишь с одним — возможностью существенного увеличения скорости истечения. Если, допустим, эту скорость удастся увеличить в 10 раз, то при прежней величине тяги (а тяга должна остаться примерно прежней, поскольку она определяется весом ракеты и ее необходимой конечной скоростью) и мощность двигателя возрастет в 10 раз. Выходит, мощность ракетной электростанции должна в этом случае равняться сотням миллионов киловатт. Вывод абсолютно ясен — электрические ракетные двигатели неизбежно должны характеризоваться весьма малой тягой, тем меньшей, чем больше скорость истечения. И не потому, что эти двигатели не в состоянии развить большую по величине тягу — все решает мощность электросиловой установки. Именно она определяет возможную тягу двигателя, ибо ясно, что при современном уровне техники

сверхмощная электростанция должна обладать огромной, неприемлемой для летательного аппарата массой.

Мы видим, что для электроракетных двигателей малая тяга — не каприз, не случайность и не произвольное решение. В этом случае малая тяга — печальная необходимость. Если бы не то обстоятельство, что в космосе приемлемы и малые тяги, то электрические ракетные двигатели не могли рассчитывать на применение. Это было бы грустно, ибо, по существу, с ними и только с ними связана единственная реальная возможность существенного повышения скорости истечения, что необходимо для увеличения полезного груза на космическом летательном аппарате.

В ряде случаев увеличение тяги электроракет было бы очень желательным, прежде всего, для сокращения длительности космического полета, а также при выполнении различных маневров в ходе такого полета. Если это оказывается невозможным, то опять-таки только по вине электростанций ракеты, ее недостаточной мощности, ограничиваемой потребной массой.

Чтобы уж покончить с проблемой ракетных энергоустановок, генерирующих энергию, необходимую для работы электрического ракетного двигателя, выясним, как может выглядеть такая установка, каково ее устройство и принцип работы. Хотя эти вопросы и не имеют прямого отношения к собственно электрическим ракетным двигателям (им-то все равно, кто и как генерирует потребляемую ими электроэнергию), совершенно очевидно все значение энергоустановки для будущего этих двигателей и самих перспектив их применения.

Прежде всего, конечно, возникает вопрос об источниках энергии для питания электроракетных двигателей. Само собой разумеется, что для этого может быть использована и химическая энергия топлива, т. е. создана такая же, по принципу, тепловая электростанция, как и те, что питают энергией электрические лампочки в наших квартирах. Но вряд ли это рациональный путь. Конечно, в этом случае с помощью химической энергии топлива может быть получена гораздо большая скорость истечения, чем в обычных ракетных двигателях, но какой ценой? Вся силовая установка будет неизмеримо более сложной, громоздкой и тяжелой (тут уж с обычным ракетным двигателем, конечно, трудно сравниться), а не-

избежно ограниченный запас топлива на летательном аппарате резко ограничит возможную длительность работы двигателя.

Понятно, что вначале, когда будут испытываться и отрабатываться в полете первые электроракетные двигатели, питающие их электростанции будут, возможно, и тепловыми — они хорошо изучены и легко могут быть созданы. Кроме того, определенные перспективы открывают здесь различные изучаемые в настоящее время пути и методы непосредственного, прямого преобразования в электроэнергию химической энергии топлива или, хотя бы, тепловой энергии, выделяющейся при его сгорании. Ведь при использовании подобных методов удалось бы полностью исключить необходимость в самом неприятном — машинном оборудовании для превращения тепла в механическую работу. Как ни совершенствуется из года в год это оборудование, все равно оно требует чрезмерно больших размеров и веса, слишком много расходуется на это оборудование металла. Тут уж ничего, вероятно, не поделаешь, такова природа тепловой энергии, что ее нелегко преобразовать с помощью тепловых машин в механическую работу.

Что касается методов непосредственного преобразования химической энергии топлива сразу в электрическую, что, конечно, особенно заманчиво, то один такой метод давно известен. Речь идет об аккумуляторах, получивших широкое применение. Из школьного курса физики мы знаем, что в электрическом аккумуляторе и в любой другой электрической батарее или элементе ток генерируется в результате происходящей в нем химической реакции, приводящей к расходованию одних химических веществ и образованию других. Что подобные электрохимические процессы в принципе возможны, никого удивлять не должно — ведь сама по себе химическая энергия имеет электромагнитную природу, она связана с электромагнитными силами, действующими внутри молекул и атомов. Однако большим недостатком аккумуляторов, если говорить о возможном их использовании в качестве ракетных электростанций, является то, что они работают лишь до тех пор, пока не израсходуют весь запас исходных химических веществ. После этого аккумулятор приходится перезаряжать (а многие электрохимические элементы просто выбрасывать), т. е.

восстанавливать запас исходных химических веществ за счет расходования веществ, образовавшихся при работе аккумулятора. Для этого через аккумулятор пропускают электрический ток от внешнего источника, т. е. расходуют снова электрическую энергию, как бы «запасают» ее в аккумуляторе, отчего произошло и само его

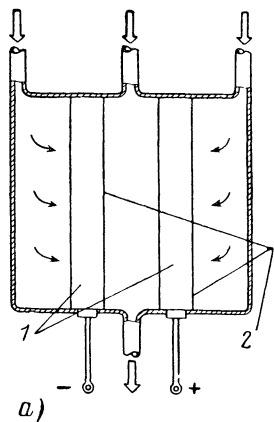
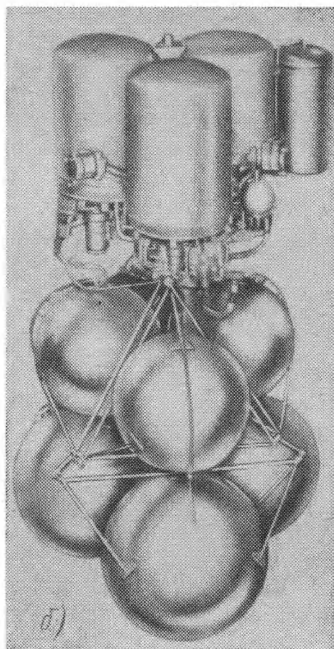


Рис. 76. Схема устройства электрохимического топливного элемента, работающего на кислороде и водороде (а) и макет топливного элемента (США) для космического корабля (б):

1—пористые электроды; 2—на этих поверхностях происходит ионизация



название. Но на борту ракеты такая перезарядка, конечно, невозможна, что делает непригодным и сам аккумулятор в качестве источника электрической энергии для питания электроракетных двигателей.

Однако в последнее время идея электрохимического генератора электрической энергии получила чрезвычайно плодотворное развитие в виде так называемых электрохимических *топливных элементов*. По принципу работы топливный элемент ничем не отличается от аккумулятора, в нем тоже расходуются исходные химические вещества так, что идущая реакция приводит к выделению электрической энергии, которая и отводится. Един-

ственное существенное различие заключается в том, что расходуемые на поддержание реакции вещества не запасаются заранее в топливном элементе, как это делается в случае аккумулятора, а непрерывно подводятся к нему. Понятно, что эти вещества должны быть жидкими и газообразными; в частности, широко известен топливный элемент, работающий на водороде и кислороде. Эти газы «сгорают» невидимым, беспламенным «огнем» в элементе, который непрерывно генерирует электрическую энергию за счет освобождающейся при таком «сгорании» химической энергии. Этот и некоторые другие топливные электрические элементы будут, как можно думать, с успехом использоваться на первых электроракетах. Впрочем, их вообще ждет большое применение на автомобилях, тракторах и т. д. Но, как об этом уже говорилось, для использования в длительном космическом полете химические источники энергии не годятся.

Другим возможным источником энергии для питания электроракетных двигателей в космосе является энергия Солнца, непрерывно излучаемая им в виде электромагнитных волн различной длины, от наименьшей — для  $\gamma$ -лучей и рентгеновых лучей, до наибольшей — для радиоволн. Как известно, эта энергия является первоисточником жизни у нас на Земле, но Земля получает лишь крупинку, меньше одной миллиардной доли, всего океана энергии, излучаемой Солнцем. Околосолнечное космическое пространство очень богато солнечной энергией и совершенно естественна мысль об использовании этой энергии для преобразования ее в необходимую двигателям электрическую энергию.

Методов преобразования солнечной энергии в электрическую известно много. Наиболее привлекательны, естественно, методы прямого преобразования. Один из них основан на так называемом фотоэффекте и уже нашел довольно широкое применение на искусственных спутниках Земли и космических ракетах. Установленные на них полупроводниковые фотоэлектрические солнечные батареи обеспечивали питание электроэнергией бортовой приборной и радиоаппаратуры в течение многих месяцев подряд, некоторые из спутников с такими батареями находятся и сейчас на орбите. Когда батареи освещаются солнцем, то падающие солнечные лучи выбивают из поверхностного слоя их вещества электроны так,

что далее в полупроводниковом веществе батареи возникает целый дождь таких электронов, т. е. электрический ток. Правда, обычно в электрическую энергию переходит менее одной десятой доли всей падающей солнечной энергии, но предельная простота и малый вес фотоэлектрических генераторов делает их очень выгодными для применения в космосе. Кроме того, они непрерывно совершенствуются и в этом отношении еще имеются значительные возможности.

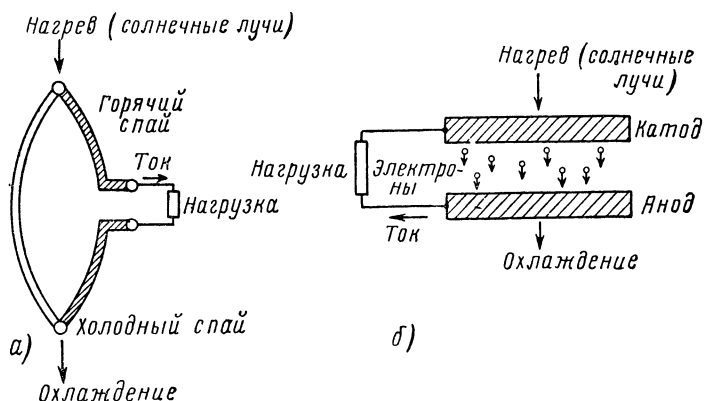


Рис. 77. Схема термоэлектрического (а) и термоэлектронного (термоионного) преобразователей (б) тепловой энергии в электрическую

Находит применение и другой метод непосредственного преобразования солнечной энергии в электрическую — так называемые термоэлементы или термоэлектрические генераторы. В этих устройствах используется разность температур двух спаев металла или, что еще лучше, двух поверхностей полупроводникового термоэлемента, одна из которых облучена солнечными лучами, а другая находится в тени. Под действием такой разности температур в элементе начинает течь электрический ток. В термоэлементах преобразуется в электроэнергию тоже примерно одна десятая часть падающей солнечной энергии и тоже существуют еще значительные возможности их дальнейшего усовершенствования.

Определенные перспективы применения в будущем имеет и так называемый термоэлектронный, или термо-



ионный, метод непосредственного преобразования солнечной энергии в электрическую.

В этом случае, как и в случае термоэлектрического генератора, используется разность температур двух металлических поверхностей. Но только используется эта разность иначе. В термоэлементе разность температур создает термоэлектродвижущую силу в спае двух разных металлов или специально подобранном полупроводнике. В термоионном же генераторе горячая пластина испускает электроны (так называемая термоэмиссия), которые пробегают вакуумированное пространство между этой пластиной, служащей катодом, и холодной пластиной — анодом, возбуждая ток в цепи. Все оказывается очень похожим на обычную электронную лампу — диод, только там электроны эмитируются, т. е. испускаются катодом и мчатся к аноду в результате приложения к ним электрической разности потенциалов, а здесь эта разность образуется под действием разности температур. Еще лучшие результаты получаются в том случае, если пространство между катодом и анодом в термоионном генераторе заполнить парами легко ионизируемых щелочных металлов, например, цезия. Это увеличит электронный поток в генераторе и, таким образом, ток в цепи подобного, как его называют, плазменного (ибо между электродами образуется плазма, о которой будет подробнее идти речь ниже) термоэлемента, или плазменного диода.

Однако в настоящее время все указанные выше методы непосредственного преобразования солнечной энергии в электрическую еще не могут пока конкурировать при сколько-нибудь значительных мощностях с машинным преобразованием обычного или, как говорят, термодинамического типа. В таких машинных преобразователях энергия солнечных лучей испаряет какое-либо жидкое рабочее вещество, например, ртуть в котле, а затем пары этого вещества расширяются в турбине, приводящей во вращение электрогенератор, и снова сжижаются в конденсаторе, отводящем тепло от рабочего вещества и излучающем его в космическое пространство. Кстати сказать, такие излучатели тепла необходимы во всех случаях, при всех преобразователях энергии. Поэтому характерной особенностью всех будущих космических летательных аппаратов с электрическими ракетными

двигателями будет, вероятно, наличие какой-либо излучающей поверхности очень большой площади (большой потому, что температура поверхности будет неизбежно не очень высокой). Вот почему на всех рисунках и во всех проектах таких летательных аппаратов можно ви-

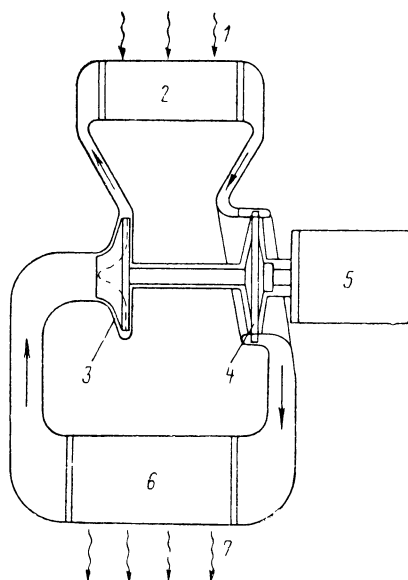


Рис. 78. Схема термодинамического (машинного) преобразователя солнечной (или другой тепловой) энергии в электрическую:

1—подвод тепла; 2—котел; 3—насос; 4—турбина; 5—электрогенератор; 6—конденсатор; 7—отвод тепла

деть большие плоскости (похожие то на крыло обычного самолета, то на гигантский зонтик, раскрытый в космосе), либо же другие, не плоские излучающие поверхности.

Каков бы ни был метод преобразования солнечной энергии в электрическую на борту ракеты или космического летательного аппарата, во всех случаях мощность подобной солнечной бортовой электростанции будет неизбежно не очень большой, скорее даже малой сравнительно с потребной для работы электроракетного двига-

теля. Это объясняется просто — такова интенсивность солнечного излучения на орбите Земли. Действительно, на этом расстоянии от Солнца полная величина солнечной энергии, падающей на  $1 \text{ м}^2$  поверхности, перпендикулярной лучам Солнца, равна примерно  $1,35 \text{ квт}$ . Если учесть, что поглощается не все падающее излучение, а полезно используется только небольшая, относительно,

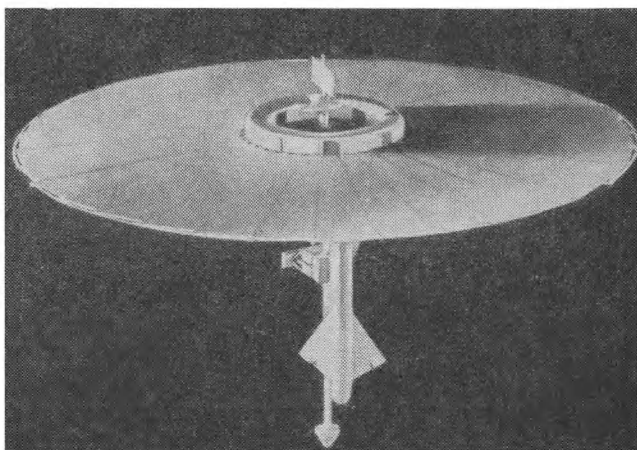


Рис. 79. Электроракету можно легко узнать по огромной поверхности излучающего отбросное тепло космического радиатора (по проекту Штулингера, США)

часть поглощенного излучения, то станет ясна необходимость очень больших поверхностей облучения для обеспечения значительной мощности электрического тока.

Зарубежные ученые считают, что солнечные электрические силовые установки на космических летательных аппаратах можно будет применять при мощностях не более  $100 \text{ квт}$ , может быть, даже меньше. Однако преимущества использования «даровой» солнечной энергии столь велики, в особенности в длительном космическом полете, что в дальнейшем не исключено увеличение, и даже значительное, максимальной мощности, которую могут развивать солнечные ракетные энергоустановки. В частности, весьма эффективным средством увеличения их мощности считается использование концентраторов

солнечной энергии — зеркала, собирающих падающую энергию с большой поверхности и отражающих ее на приемные элементы установки — котел, термоэлементы и т. п. Такие концентраторы могут иметь в условиях космоса очень малый вес при огромной поверхности, для чего могут быть использованы тончайшие металлизированные органические пленки, надувные конструкции и др.

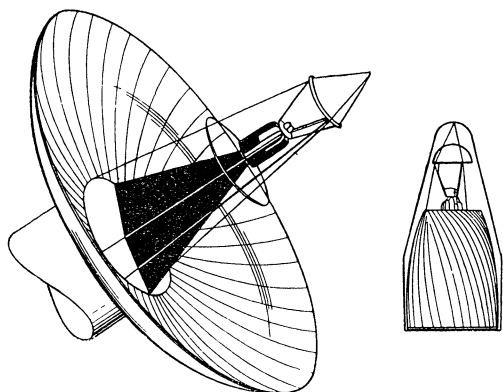


Рис. 80. Солнечная ракетная энергоустановка «Санфлаузер» (США) с машинным преобразователем. Параболическое зеркало — концентратор солнечной энергии, имеющее диаметр 9,8 м, при взлете ракеты складывается (рисунок справа).

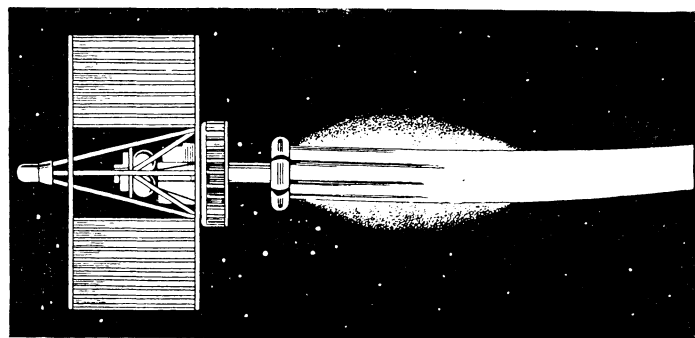
Мощность установки 3 квт, ее вес 316 кг. В фокусе зеркала на расстоянии 6 м от него находится ртутный котел и турбогенератор

Над созданием такого рода концентраторов солнечной энергии за рубежом работают многие ученые и конструкторы.

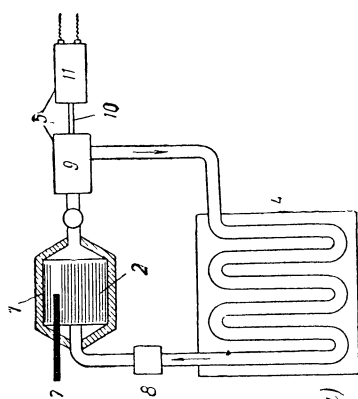
Но, пожалуй, наиболее перспективно использование *атомной энергии* для питания электроракетных двигателей, создание атомных электростанций на борту космического летательного аппарата. Ведь атомные силовые установки в состоянии работать многие годы подряд, они могут иметь практически неограниченную мощность, во всяком случае большую, чем у всех других возможных источников энергии. И, вместе с тем, эти установки могут быть достаточно компактными и легкими, даже с уче-

том биологической защитной экранировки, о которой шла речь в предыдущей главе. Правда, такое заключение основывается не только и, может быть, даже не столько на уже достигнутом уровне развития атомных силовых установок, сколько на возможностях их дальнейшего совершенствования. В частности, это касается и перспектив непосредственного преобразования тепла, выделяющегося в ядерном реакторе, в электричество с помощью термоэлектрических или термоэлектронных (термоионных) преобразователей. Правда, и в этом случае на первое время основным останется, вероятно, машинный турбогенераторный преобразователь; такие преобразователи используются, в частности, в первых установках подобного рода, разрабатываемых в США по программе «Снап» и «Спур». Это вызывается, главным образом, еще недостаточной пока изученностью прямых методов преобразования. Однако, в будущем несомненное первенство перейдет к этим прямым методам, позволяющим обойтись без сложного, громоздкого и относительно мало надежного машинного оборудования — высокооборотных турбин и др. Первые попытки такого рода уже предпринимаются. Как известно, у нас в стране создана первая в мире атомная энергоустановка (так называемая «Ромашка») с подобным прямым преобразованием ядерной энергии в электрическую с помощью термоэлементов. Ее электрическая мощность равна 500 вт, она успешно проработала уже сотни часов. Делаются попытки создания подобных же установок и за рубежом.

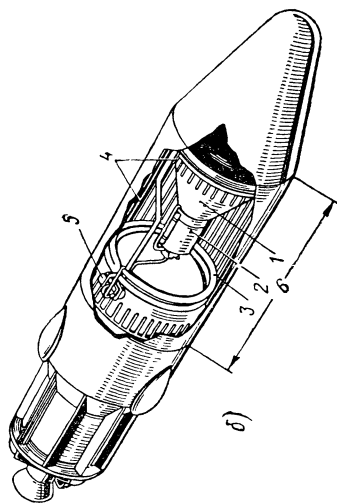
Следует упомянуть и о попытках создать атомные электрогенераторы с непосредственным преобразованием внутриядерной энергии в электрическую, что, конечно, наиболее заманчиво. Это удастся осуществить с помощью так называемых атомных батарей, в которых используется радиоактивный распад атомов. В таких батареях имеется некоторое количество специально подобранных радиоизотопов, например, прометия-147, стронция-90, церия-144 (на нем работает созданная в СССР установка «Бета-1») и др., которые при распаде испускают электроны, или так называемые бета-лучи (радиоактивный бетараспад). Достаточно собрать эти электроны на металлической пластинке-коллекторе, чтобы она получила отрицательный заряд, а сам излучатель — положительный.



б)



а)



в)

Рис. 81. Атомные бортовые ракетные электростанции с машинным (турбогенераторным) преобразователем:

а) — схема атомной энергоустановки с реактором и машинным преобразователем (турбогенератором); б) — рисунок космического летательного аппарата с атомной энергоустановкой «Снап-2». Установка мощностью 3 кВт с урановым реактором, охлаждаемым расплавленным натрием, и турбогенератором, работающим на ртутных парах; в) — рисунок электрического космического аппарата в полете. На нем установлена бортовая атомная электростанция «Снап-8» с турбогенератором мощностью 30 кВт.  
1 — экранировка; 2 — реактор; 3 — котел; 4 — конденсатор-радиатор; 5 — турбогенератор; 6 — длина 2,1 м; 7 — стержень управления; 8 — насос или компрессор; 9 — турбина; 10 — вал

Таким образом и получается необходимая разность потенциалов, под действием которой в цепи электроракетного двигателя может течь ток. В других атомных батареях в электроэнергию преобразуется тепло радиоактивного распада (с помощью термоэлементов или

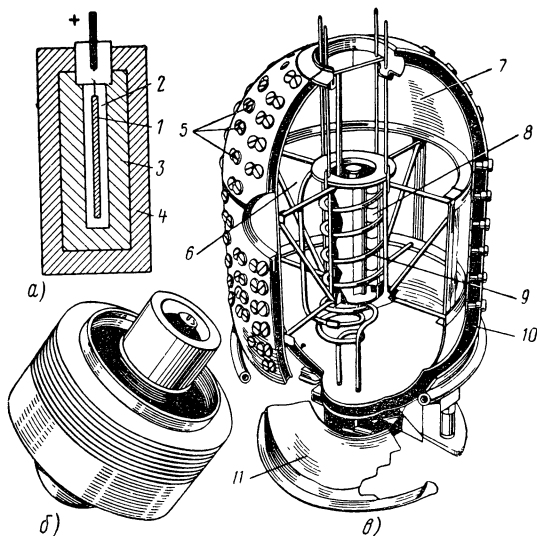


Рис. 82. Атомные радиоизотопные «батареи»:

а) — схема устройства атомного элемента с использованием бета-распада; б) — внешний вид элемента; в) — радиоизотопный электрогенератор «Снай 1-А». В нем 277 термоэлементов преобразуют в ток напряжением 28 в и мощностью 125 вт тепло радиоактивного распада церия-144. Вес генератора примерно 80 кг, он способен работать более года

1 — бета-излучатель; 2 — зазор; 3 — аккумулятор; 4 — корпус; 5 — термопары; 6 — радиационный теплоотражатель; 7 — пространство для ртутного экрана; 8 — стержень церия-144; 9 — охлаждающий змеевик; 10 — изоляция; 11 — тепловой экран.

термоионных преобразователей). Однако атомные батареи создаются, обычно, лишь для питания различного бортового приборного оборудования, так как пока они развивают очень небольшую мощность, в доли киловатта. Для электроракетных двигателей этого явно недостаточно.

Но пусть так или иначе необходимая электроэнергия получена. Теперь дело за электроракетным двигателем, он должен использовать эту электроэнергию для того,

286

чтобы создать реактивную струю высокой скорости и, таким образом, движущую космический корабль реактивную тягу. Как он может это сделать?

Один путь достижения цели кажется довольно очевидным. Ведь мы знаем, что скорость истечения определяется температурой вытекающих газов, она прямо пропорциональна корню квадратному из этой температуры. Значит, для увеличения скорости истечения достаточно сильнее разогреть газ, увеличить его температуру. С помощью химических топлив достичь этого нельзя. Под силу ли это электричеству?

Да, под силу. Все видели, вероятно, ослепительные огни электросварки. В ярко светящемся столбе электрического высоковольтного разряда, получившего название электрической дуги, температура газов достигает  $5000^{\circ}\text{C}$  и даже более. Такую температуру не способна дать ни одна химическая реакция. Между тем, температуру дуги можно легко еще увеличить. Для этого достаточно, например, сжать ее, заключив в водяную или газовую оболочку. Если этой оболочке придать быстрое вращение, т. е. создать вокруг дуги стремительный вихрь, то не только дуга сожмется и ее температура сильно возрастет, но будет увеличена, как говорят, устойчивость дуги, она будет стабилизирована (без такой стабилизации дуга часто начинает колебаться и даже гаснет). Температура газов в подобной стабилизированной дуге может достичь 10—15 тысяч градусов.

При подобных температурах газ уже перестает, собственно говоря, быть газом, он превращается в плазму. Плазмой, как известно, называется вещество в таком состоянии, когда оно состоит уже не из нейтральных молекул и атомов, как в остальных трех состояниях — твердом, жидком и газообразном, а из смеси электрически заряженных частиц — ионов и электронов. Кроме того, в плазме может находиться и некоторое количество нейтральных атомов и молекул, если плазма не полностью ионизована. В целом вся плазма нейтральна, т. е. количество положительных и отрицательных зарядов в ней одинаково (ибо плазма образуется из нейтрального вещества), но ее отдельные частицы имеют электрический заряд одного или другого знака.

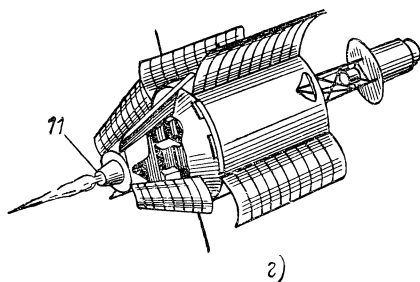
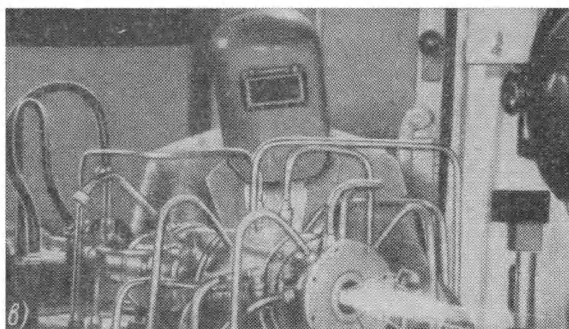
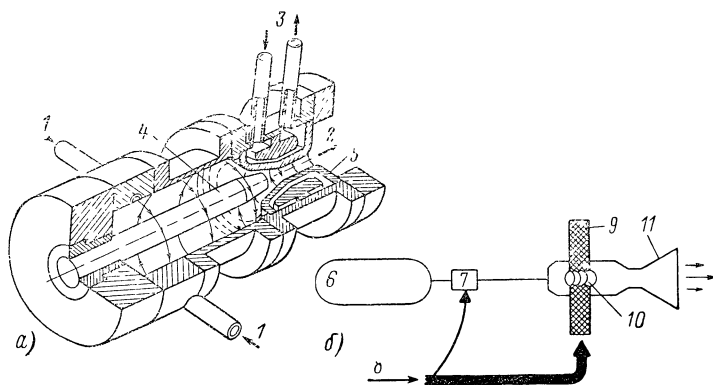
Плазма, это четвертое основное состояние вещества, уже давно интересует астрономов, в особенности астро-



физиков, ибо большая часть всего вещества во Вселенной представляет собой именно плазму — сюда относятся и гигантские туманности, и все звезды, и межзвездное вещество. В последние годы плазма стала актуальнейшей темой научных интересов ученых «земных» специальностей, прежде всего, работающих в области ядерной физики. Ведь через овладение высокотемпературной плазмой лежит путь к управляемой термоядерной реакции, что практически навсегда удовлетворит быстро растущие потребности человечества в энергии. Очень интересует плазма и ученых, занимающихся радиоэлектроникой, ибо изучение тайн плазмы и ее практическое использование обещает намного расширить возможности этой поистине вездесущей науки. И вот теперь плазма поступает на вооружение и ракетной техники.

Однако, нам мало только иметь высокотемпературную плазму, нужно еще заставить ее вытекать с большой скоростью наружу, чтобы получить ракетный двигатель. Осуществить это просто, для этого достаточно лишь в одном из электродов дуги устроить отверстие, расположенное как раз по оси столба дуги. Тогда раскаленная, ослепительно светящаяся струя плазмы будет вытекать под действием существующего внутри дуговой камеры повышенного давления наружу. Чтобы полностью использовать возможности преобразования огромной потенциальной энергии плазмы в кинетическую энергию, истечение плазмы должно, очевидно, происходить через профилированное реактивное сопло. Так выглядит в своей основе электроракетный двигатель, который обычно называют *дуговым*. По принципу своей работы, в основе которого лежит нагрев рабочего вещества до высокой температуры с помощью электричества, такой двигатель является *электротермическим*, подобно тому, как обычные реактивные двигатели можно назвать термохимическими.

Интересно отметить, что описанное выше устройство для получения высокоскоростной струи раскаленной плазмы, которое мы назвали дуговым электротермическим ракетным двигателем, в действительности создано и применяется сейчас пока еще вовсе не в качестве двигателя. Правда, существуют уже и двигатели такого рода, но пока лишь в экспериментальных лабораторных моделях, тогда как впервые подобные устройства, получив-



1—подача рабочего вещества; 2—выход реактивной струи; 3—хладоагент; 4—электрод; 5—сопло-электрод; 6—рабочее вещество; 7—насос; 8—электропитание; 9—электроды, 10—дуга, 11—тяговая камера

Рис. 83. Электротермический (дуговой) ракетный двигатель:

а)—конструктивная схема двигателя со стабилизированной дугой; б)—принципиальная схема двигателя; в)—лабораторная установка «плазматрона» с температурой струи 10.000° (фирма Авко, США); г)—рисунок космического летательного аппарата с электротермическим (дуговым) двигателем фирмы Авко. Рабочим веществом служит водород, электростанция — атомная с турбогенератором на ртутных парах.

шие название плазматронов, были созданы и теперь довольно широко применяются совсем для других целей. Таким образом, здесь дело обстоит диаметрально противоположно тому, что имеет место в случае обычных ракетных двигателей, созданных именно как двигатели, а затем понемногу получающих и другое использование. Плазматроны применяются за рубежом и у нас в стране для различных производственных целей, например, нанесения жароупорных покрытий, резки металла и т. п. Применяются они иногда и для имитации полета с большой сверхзвуковой скоростью, при котором летательный аппарат подвергается интенсивному аэродинамическому, или так называемому кинетическому, нагреву. С их помощью удается изучать, в частности, условия обратного входа космического летательного аппарата в земную атмосферу.

Электродуговой двигатель, с которым мы только что познакомились, вовсе не является единственным возможным представителем «семейства» электротермических двигателей. Возможны, и даже предложены, а частично и испытаны другие электротермические двигатели, т. е. двигатели, в которых достигается разогрев рабочего вещества до высокой температуры с помощью электрической энергии. Этот разогрев газа может быть осуществлен и различными так называемыми безэлектродными методами, т. е. такими, когда отсутствует дуга между двумя электродами. Примерами подобного безэлектродного нагрева служат, в частности, различного рода установки высокочастотного индукционного нагрева — металлургические печи для плавки различных металлов, печи поверхностной закалки металлов, медицинские установки (многие слышали о физиотерапевтической процедуре — «УВЧ» и даже получали ее, а ведь это и есть ультравысокочастотный нагрев), современные высокочастотные «чудокухни» и многие другие. Этот же метод высокочастотного электрического нагрева пробуют применять и в электротермических двигателях. Возможны и другие методы высокотемпературного нагрева рабочего вещества в этих двигателях.

Кстати сказать, использование солнечной энергии позволяет создать такой космический ракетный двигатель, в котором разогрев рабочего вещества до высокой температуры будет осуществляться непосредственно кон-

центрированными солнечными лучами, без предварительного преобразования солнечной энергии в электрическую. Это будет уже, конечно, не электротермический, а своеобразный гелиотермический двигатель. Легко видеть, что особенно выгодно в этом случае использование в качестве рабочего вещества двигателя жидкого водорода. За рубежом предложен ряд проектов подобных солнечно-водородных двигателей.

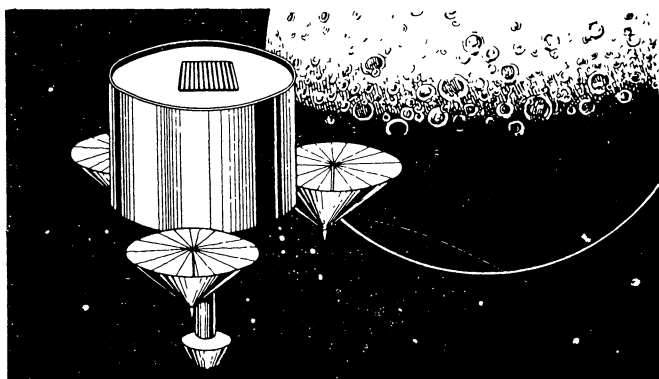


Рис. 84. Космический летательный аппарат «Гелиодайн» с гелиотермическим ракетным двигателем, работающим на жидком водороде (в цилиндрическом баке находится 800 кг водорода). Нагрев водорода осуществляется тремя зеркальными концентраторами солнечных лучей

За рубежом уже создан ряд конструкций экспериментальных электротермических, главным образом, дуговых ракетных двигателей, некоторые из них уже подвергались многочасовым лабораторным испытаниям. Как уже говорилось выше, эти двигатели, как и все другие электроракетные двигатели, развивают очень небольшую реактивную тягу. Правда, тяга дуговых двигателей чуть больше, чем у всех остальных, но и она обычно все же меньше 1 кГ. Поскольку развитие дугового двигателя опирается на огромный опыт электросварочной техники, а также не столь большой, но зато очень ценный опыт применения различных плазменных горелок — плазматронов, плазмджетов и пр. в качестве лабораторных и технологических установок, то часто высказывается

мнение, что эти двигатели будут доведены до состояния готовности к применению раньше электроракетных двигателей других типов. Впрочем, с этим обычно не торопятся соглашаться adeпты этих «других типов»...

Зато в отношении максимальной достижимой скорости истечения дуговые двигатели явно уступают — иногда немного, и часто и весьма значительно — другим электрическим ракетным двигателям. Поскольку главная цель и, если угодно, само назначение электроракетных двигателей — увеличенная скорость истечения, то можно было бы думать, что дуговые двигатели являются принципиально менее совершенными и могут рассчитываться на применение только в силу отсутствия доведенных более совершенных электроракетных двигателей. Однако такое представление неверно.

Суть проблемы здесь снова связана с самой идеей ракетного двигателя, в котором источник энергии отделен от рабочего вещества. Мы уже говорили выше о том, что в этом случае мощность ракетной энергоустановки будет при данной тяге двигателя прямо пропорциональной скорости истечения. Чем больше скорость истечения, тем больше и мощность. Но это значит, тем больше и вес энергоустановки. Будет ли с учетом этого факта оправданно любое увеличение скорости истечения, для всех возможных случаев применения двигателей в космосе? Легко видеть, что нет.

Увеличение скорости истечения выгодно потому, что оно уменьшает потребный запас топлива на летательном аппарате и, соответственно, увеличивает его полезный груз. Само собой разумеется, что увеличение скорости действительно выгодно лишь в том случае, если оно не приводит к такому увеличению веса самого двигателя и, следовательно, летательного аппарата, которое перекрывает выигрыш в запасе топлива. Ведь в ином случае вес полезного груза не увеличится, а уменьшится! Очевидно, что в каждом конкретном случае, для каждого данного космического полета должен быть произведен точный расчет для того, чтобы установить, какова наимыгоднейшая величина скорости истечения, которой соответствует действительно наибольший возможный полезный груз.

Подобные расчеты весьма трудоемки и в их проведении большая роль выпадает на долю электронной вы-

числительной техники. Но некоторые выводы можно сделать и без ее помощи, настолько они очевидны. Так, например, в общем случае ясно, что чем больше продолжительность работы электроракетного двигателя в полете, тем важнее уменьшить расход топлива и, следовательно, увеличить скорость истечения, тогда как увеличение веса двигательной установки начинает играть относительно меньшую роль. Вот почему можно предполагать, что электродуговые двигатели будут применяться для относительно более простых и близких космических рейсов, а двигатели с большей скоростью истечения понадобятся на космических кораблях «дальнего следования».

Когда мы говорим об относительно малой скорости истечения для электродуговых двигателей, то это не должно вводить в заблуждение. В действительности, конечно, по своей абсолютной величине эта скорость очень велика, просто колоссальна. Она намного больше скорости истечения в лучших современных и наилучших возможных в будущем химических ракетных двигателях, а ведь в этих двигателях скорость истечения достигает необычно высоких значений в три километра в секунду и больше. Даже у первых, далеко еще несовершенных электродуговых двигателей получена скорость истечения порядка 10—12 км/сек, в будущем же она будет увеличена примерно до 20 км/сек. Что по сравнению с этой феноменальной скоростью все тривиальные примеры скоростного движения — скорость самолета, пули и даже космической ракеты пока еще далеко уступает ей по величине. А ведь это самый «тихоходный» из всех электроракетных двигателей...

Ну что же еще можно сказать при этом первом знакомстве с первым из электрических ракетных двигателей — дуговым? Каковы его размеры и вес? Да, действительно, этот вопрос является не только уместным, но и важнейшим для всех транспортных двигателей, тем более двигателей авиационных, ракетных, космических. Всех, но не... электроракетных. И вот почему. Размеры и вес самих этих двигателей совершенно теряются на фоне энергетической установки для их питания — ракетной электростанции, настолько она больше и тяжелее. Поэтому незначительная разница в размерах и весе электроракетных двигателей различного типа, а она действительно незначительна, никакого существенного зна-

чения не имеет. В общем, эти двигатели невелики и мало весят, конечно, при характерной для них малой тяге.

Вот что, действительно, важно для любого электрического ракетного двигателя (мы опускаем здесь уже отмеченную выше обязательную надежную работу в течение длительного времени), так это его коэффициент полезного действия, всесильный к. п. д. Именно от него очень часто зависит само будущее того или иного, казалось, очень привлекательного во всем остальном электроракетного двигателя. И такое «могущество» к. п. д. легко объяснимо. Ведь величина к. п. д. показывает, какая доля затрачиваемой на работу двигателя электрической энергии преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи, т. е. полезно используется. Представьте себе, что к. п. д. уменьшился вдвое — это значит, что мощность электростанции, питающей двигатель, должна вдвое возрасти, чтобы тяга двигателя осталась прежней. Но ведь и так эта мощность, как известно, очень велика, и сама электростанция получается громоздкой и тяжелой, а тут еще нужно ее увеличивать. Да, действительно, от электроракетного двигателя нужно в первую очередь требовать высокой экономичности, высоких значений к. п. д.

К сожалению, как раз на этом фронте дела обстоят пока далеко не так хорошо, и электрические ракетные двигатели тут, пожалуй, не могут пока конкурировать с химическими. Если у химических двигателей в кинетическую энергию реактивной струи переходит обычно более половины химической энергии топлива, то для электроракетных двигателей эта полезно используемая доля затраченной электроэнергии обычно оказывается меньшей раза в два, а то и больше. Правда, электроракетные двигатели обладают, в отличие от обычных ракетных, значительными ресурсами улучшения экономичности и можно думать, что первые же годы совершенствования этих двигателей приведут к тому, что их к. п. д. сравняется с к. п. д. химических двигателей, а потом и превзойдет их. Различные электроракетные двигатели в отношении величины к. п. д. обычно мало разнятся друг от друга, и дуговые двигатели тут тоже не могут ничем похвастать. Пока в этих двигателях в кинетическую энергию струи переходит, как правило, примерно  $\frac{1}{4}$ — $\frac{1}{5}$  всей затрачиваемой электрической энергии. Но

уже известны пути существенного увеличения этой доли, может быть, даже до  $\frac{3}{4}$ . Это уже недостижимо для обычных химических ракетных двигателей.

Однако пора рассказать и о других типах электроракетных двигателей, помимо дугового и вообще электротермического, тем более, что они представляют, пожалуй, больший интерес — и для читателя, и в отношении перспектив их применения.

Электротермические двигатели ближе всех других электроракетных стоят к обычным химическим. Это называется даже в названии — одни термохимические, другие электротермические, в обоих случаях термические, т. е. тепловые. Разница лишь в том, что в одном случае для нагрева рабочего вещества используется тепловой эффект химической реакции, а в другом — тепловой эффект электрического тока. Другие же типы электроракетных двигателей отличаются от обычных химических гораздо более радикально, ибо в них создание высокоскоростной реактивной струи обеспечивается вовсе не в результате нагрева рабочего вещества. Тут в действие вступают совсем иные средства.

Обратимся сначала снова к дуговому или какому-нибудь другому электротермическому двигателю. В результате теплового действия тока рабочее вещество в нем превращается в плазму и вытекает с большой скоростью из двигателя, создавая реактивную тягу. Нельзя ли еще увеличить скорость истечения, разогнать плазму, не увеличивая более ее температуры? Не знает ли физика каких-либо путей достижения этой цели?

Знает. Для этого она использует замечательные свойства плазмы, именно, ее электропроводность. В отличие от обычных газов, являющихся изоляторами, т. е. не проводящих электрического тока, плазма напоминает в этом отношении металл, настолько хорошо она проводит ток. Но если это так, то естественна мысль воспользоваться хорошо известными в физике и очень широко применяемыми в технике методами ускорения, разгона электрических проводников. Разве не на этом основаны все электрические двигатели? Если поместить проводник в магнитное поле и пустить по нему ток, то он начнет перемещаться в этом поле (помните школьное правило «левой руки», указывающее направление этого перемещения?). Но так же начнет, очевидно, двигаться



и плазма, помещенная в магнитное поле, если по ней пустить ток. Скорость плазменного потока можно, таким образом, сделать очень большой, гораздо бóльшей, чем скорость струи, вытекающей из плазматрона или дугового двигателя. Так вырисовывается схема электрического ракетного двигателя принципиально нового типа. Принципиально потому, что тут уже электрическое или, точнее, электромагнитное поле само разгоняет плазму, реактивную струю. Впервые мы здесь встречаем случай, когда струя вытекает не под действием давления в двигателе (как во всех тепловых двигателях, в том числе и электрических) или не только под этим воздействием, а в результате действия электромагнитных сил. Не удивительно, что такие ракетные двигатели получили название *электромагнитных*. Впрочем, их называют также еще и *плазменными*, что не требует пояснения, или *магнитогидродинамическими*. Вот этот последний термин должен быть разъяснен.

Давно и широко известна наука, носящее название гидродинамики, и ее родные сестры — аэродинамика и газодинамика. Гидродинамика изучает законы движения жидкостей, аэродинамика — воздуха и газов при относительно небольших скоростях, газодинамика — при больших. По существу дела, поскольку газы и воздух есть тоже жидкости, но только сжимаемые (в остальном с точки зрения их движения различий нет), то две последние науки — аэродинамика и газодинамика — могут считаться лишь ветвями гидродинамики.

Но при чем тут «магнито»? Эта добавка к слову «гидродинамика» объясняется особыми свойствами текущей жидкости, которую изучает магнитогидродинамика, т. е. плазмы. Когда текущая жидкость электропроводна, например, представляет собой газообразную плазму или расплавленный металл, то она начинает взаимодействовать с электромагнитными полями. Это требует введения в уравнения, описывающие движение жидкости, новых членов, учета новых свойств — так гидродинамика становится магнитогидродинамикой.

До недавнего времени магнитогидродинамика не имела ни большого значения, ни особо существенного развития. Объяснялось это просто — тогда она носила, в основном, чисто теоретический или, как говорят иногда, академический характер, была любопытной, интересной,

но, вообще, практически бесполезной отраслью знания. Вот разве только одни астрономы и астрофизики строили свои концепции движения космического вещества, базируясь на положениях магнитогазодинамики. Но и эти исследования вряд ли можно считать имеющими практическое значение, да и проверить их ведь пока нельзя.

В последние годы положение резко изменилось. Начало этому было положено атомной энергетикой, в связи с решением ряда ее практических задач. А затем стали возникать все новые и новые важные проблемы, требующие для своего решения быстрого развития магнитогидродинамики. Почетное место в кругу таких новых проблем заняли и магнитогидродинамические ракетные двигатели.

Между прочим, подобно тому, как в области электрических машин мы знаем о существовании двух огромных, часто взаимнообращаемых классов — электрических двигателей и электрических генераторов, так и здесь наряду с магнитогидродинамическими двигателями можно легко представить себе и магнитогидродинамические генераторы электрического тока. И здесь тоже они принципиально одинаковы по схеме и могут переходить один в другой, т. е. обращаться. Как легко видеть, магнитогидродинамический генератор, или, как его часто называют сокращенно, МГД-генератор или даже просто МГД, служит для генерирования электрического тока таким же точно методом перемещения проводника в магнитном поле, как и в обычных динамомашинках. Только проводником в этом случае служит не металлическая обмотка вращающегося якоря, а струя быстро текущей плазмы. Такие генераторы тока, не имеющие вращающихся и иных движущихся механических частей и обладающие потенциально существенно большим к. п. д., чем их обычные собратья — динамомашинки, являются очень перспективными. Над их созданием усиленно работают ученые многих стран — это еще одна важнейшая область применения магнитогидродинамики. В будущем, несомненно, МГД найдут широчайшее применение и на электростанциях, и на разных транспортных устройствах, и на электрических ракетах, где они будут питать электроэнергией различные электроракетные двигатели, в том числе и... магнитогидродинамические. А что здесь удивительного, разве в повседневной

практике обычные электрические генераторы не питают ток электрические двигатели, как две капли воды схожие с ними?

Вот так же и магнитогидродинамический ракетный двигатель принципиально повторяет по схеме устройства МГД. Если в МГД течет струя плазмы между двумя полюсами магнита, расположенными по обе стороны струи в одной плоскости, и двумя пластинчатыми электродами, от которых отводится ток, в другой плоскости, то в таком же по устройству магнитогидродинамическом двигателе к тем же электродам уже подводится ток, и тогда струя плазмы начинает быстро разгоняться до очень больших скоростей. Очень простое «обращение».

Но магнитогидродинамические или электромагнитные, как их чаще называют, ракетные двигатели могут иметь и совсем иное устройство, быть вовсе непохожими на МГД. Уже построено и испытано много самых различных по принципиальной схеме ракетных двигателей этого типа, а еще больше известно предложенных схем таких двигателей.

Одни из них работают постоянно, из них непрерывно вытекает струя раскаленной плазмы, как из дугового двигателя или плазматрона — к их числу относятся, в частности, описанный выше магнитогидродинамический двигатель типа обращенного МГД. Другие же работают в так называемом импульсном режиме, т. е. из них плазма вытекает периодически — «выстрел» сгустком плазмы, потом перерыв, снова «выстрел» и т. д. Не удивительно, что подобные двигатели называют иногда «плазменными пушками», хотя, конечно, они вовсе не походят на обычные артиллерийские орудия. Да и «снаряды» у них совсем иные. Кстати сказать, эти «снаряды» могут иметь самую различную форму — то они представляют собой бесформенный сгусток, то струю, а то строгие по своим очертаниям плазменные «кольца», так называемые плазмойды, очень похожие на кольца дыма, пускаемые опытными курильщиками.

Интересно указать, например, на такой импульсный электромагнитный двигатель, который обычно называют «пинчевым». Интерес к этому двигателю связан не так с перспективами его применения, как с самим физическим процессом электромагнитного ускорения плазмы. Этот процесс, основанный на так называемом пинч-эф-

фекте, стал в последние годы, после столь нашумевшего доклада академика И. В. Курчатова в Англии в 1956 г., знаменит благодаря работам в области управляемых тер-

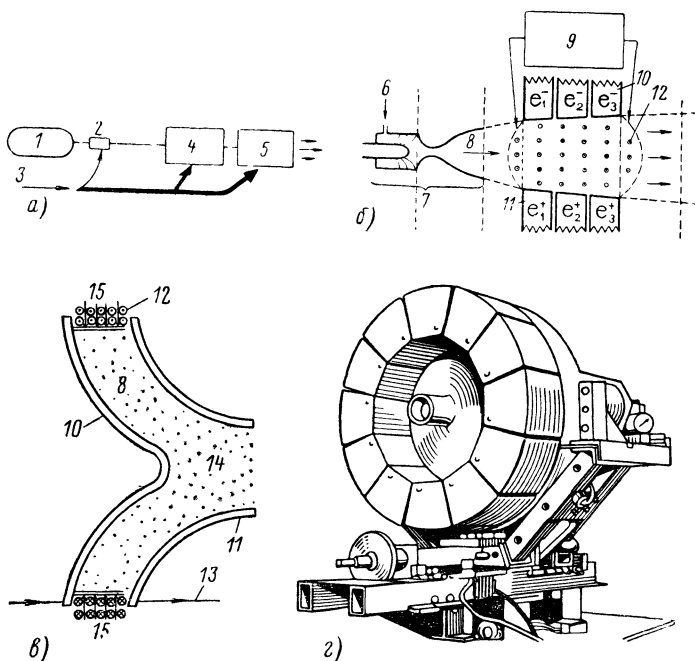


Рис. 85. Электромагнитный (или плазменный) ракетный двигатель:

а) — принципиальная схема двигателя; б) — схема непрерывно работающего плазменного двигателя со скрещенными электрическим и магнитным полями; в) и г) — схема и внешний вид «пинчового» плазменного двигателя импульсного типа фирмы Рипаблик Авиэйшн (США). Вокруг сопла расположены 12 конденсаторов, разряд которых создает «пинч-эффект» в плазме. Тяга двигателя порядка 50 г, скорость истечения в диапазоне от 10 до 70 км/сек.

1 — рабочее вещество; 2 — насос; 3 — электропитание; 4 — генератор плазмы; 5 — ускоритель плазмы; 6 — вход рабочего вещества; 7 — дуговой генератор плазмы; 8 — поток плазмы; 9 — зона действия магнитного поля; 10 — 11 — электроды; 12 — магнитные силовые линии; 13 — ток конденсатора; 14 — сопло; 15 — сжимающие силы.

моядерных реакций. Первые успешные опыты по получению высокотемпературной плазмы, осуществленные в ходе этих работ, были проведены именно с использованием пинч-эффекта. «Пинч» — по английски означает — сжать, стеснить. Сжимается в данном случае сама плаз-

ма, причем именно сама себя сжимает. Вот как это происходит, и в установках по исследованию термоядерного синтеза, и в пинчевых ракетных двигателях.

Первопричиной всего является мощный электрический разряд вдоль столба плазмы. Как только такой разряд происходит, немедленно же плазменный столб сжимается в узкий шнур по оси этого разряда. Какие силы произвели такое сжатие? Электромагнитные. Точно так же сходятся вместе, сближаются металлические проводники, по которым в одном направлении течет электрический ток — подобный опыт многие читатели вспомнят еще из школьного курса физики. А если пропустить мощный ток по тонкостенной металлической трубе, то она будет сплющена все той же невидимой электромагнитной рукой. Эта «рука» — электромагнитное поле цилиндрической формы, развертывающееся при прохождении разрядного импульса.

В результате разряда и последующего сжатия столба плазмы давление и температура в образующемся плазменном шнуре резко увеличиваются. Физики-термоядерщики пытаются довести получаемую таким образом температуру до многих миллионов градусов, нужных для начала, или как говорят, «поджигания» термоядерной реакции. В случае электроракетного пинчевого двигателя в подобных температурах нужды нет, вполне устраивают и гораздо меньшие. Если плазме есть куда течь из области заряда, например, по оси плазменного шнура имеется предусмотренное для этой цели в электроде отверстие — реактивное сопло, то сжатая и нагретая плазма ринется в него с огромной скоростью — пинчевый двигатель готов.

Различаются электромагнитные двигатели и по тому, как образуется в них плазма. Здесь, как и в электротермических двигателях, может использоваться либо дуговой, либо же безэлектродный, например, радиочастотный нагрев. Различаются они по методу ускорения плазмы, о чем уже говорилось выше. Различаются, естественно, по конструкции, размерам, тяге, рабочему веществу, скорости истечения и т. д. Пожалуй, ни один другой тип электроракетных двигателей не имеет столько разновидностей. Кстати сказать, за рубежом предлагаются не только ракетные, но и воздушно-реактивные магнитогидродинамические двигатели, которые могут найти при-

менение на некоторых «низколетающих» искусственных спутниках Земли и должны использовать в качестве рабочего вещества разреженный воздух верхних слоев атмосферы.

Что касается тяги электромагнитных ракетных двигателей, то она, естественно, очень мала и обычно примерно такая же или даже меньше, чем у электротермических двигателей — граммы, десятки, от силы сотни граммов. Возможности увеличения тяги имеются, но они невелики. Примерно одинаков и к. п. д. обоих типов двигателей.

Зато в отношении скорости истечения электромагнитные двигатели значительно лучше электротермических. Скорость истечения у них раз в десять больше и достигает 50—200 км/сек. Вообще говоря, она может быть и еще больше — таковы потенциальные возможности электромагнитного ускорения плазмы.

Само собой разумеется, что относительно большая скорость истечения делает выгодным применение электромагнитных двигателей для более сложных, дальних и продолжительных полетов, в частности, например, на Марс, Венеру и другие планеты солнечной системы.

Очевидно, что электромагнитный двигатель принципиально и конструктивно более сложен, чем электротермический, ибо, по существу, он представляет собой тот же электротермический с дополнительными устройствами электромагнитного ускорения плазмы. Общим недостатком обоих типов двигателей является наличие высокотемпературной плазмы, так как соприкасающиеся с такой плазмой детали двигателя не просто сделать надежными и длительно работающими, а ведь это обязательное требование для всех электроракетных двигателей. Поэтому естественно возникает вопрос, нет ли в богатейшем арсенале физики средств электрического разгона вещества без его предварительного сильного разогрева. Ответ на такой вопрос приходит в голову сразу же, ибо электричество, как известно, вовсе не обязательно должно быть «горячим».

Как известно, электрические силы отталкивания или притяжения действуют между любыми двумя зарядами или заряженными частицами — это так называемые электростатические, или кулоновы силы. Стоит поместить заряженную частицу в электрическое поле, как сейчас же под действием этих сил частица начнет двигаться

в определенном направлении. Это движение будет ускоренным, если сила взаимодействия поля и заряженной частицы сохраняется, вследствие чего скорость частицы может стать практически сколь угодно большой. Не правда ли, это все, что нужно для электроракетного двигателя?

Но такой метод электростатического ускорения рабочего вещества годится лишь в том случае, если это вещество, его частицы, электрически заряжены. Между тем, все вещества, их молекулы и атомы, в своем нормальном, обычном состоянии электрически нейтральны. Следовательно, если мы хотим создать *электростатический реактивный двигатель*, то прежде всего должны позаботиться о том, чтобы ранее нейтральные частицы приобрели электрические заряды того или иного знака. Как известно, процесс превращения атома или молекулы в электрически заряженную частицу носит название ионизации, а сама такая частица называется ионом. Вот почему первой важнейшей частью любого электростатического ракетного двигателя должен быть ионизатор или ионный источник — в нем ранее нейтральные атомы и молекулы (или другие исходные частицы рабочего вещества) становятся ионами, приобретают электрический заряд. Да и сами электростатические ракетные двигатели обычно называют поэтому *ионными*.

После того, как ионы получены, остается их разогнать в электрическом поле. Поэтому вторым важнейшим элементом любого электростатического, или ионного, ракетного двигателя является ускоритель ионов. Из этого ускорителя наружу будет вытекать с огромной скоростью реактивная струя, являющаяся, как известно, конечным «продуктом» работы любого реактивного двигателя. Значит ли это, что электростатический ракетный двигатель имеет всего два важнейших составных элемента, два поста «конвейера» происходящих в нем изменений рабочего вещества?

Нет, не значит. Оказывается, в ионном двигателе мало создать реактивную струю, нужно и далее заботиться об этой струе с тем, чтобы ее сохранить. В этом заключается одно из необычных свойств электростатического двигателя, отличающих его от всех других известных реактивных двигателей. Само собой разумеется, что такая особенность заслуживает более детального рассказа.

Суть проблемы заключается в том, что в отличие от других двигателей реактивная струя ионного двигателя состоит из электрически заряженных частиц, причем все эти частицы — ионы имеют одинаковый по знаку заряд. Что знак заряда ионов должен быть одинаковым — очевидно, ибо только в этом случае электрическое поле ионного ускорителя будет разгонять ионы в одном, общем для них всех направлении, а без этого не получишь реактивной струи.

Но тогда возникают сразу два вопроса. Вот первый из них: куда деваются частицы другого, противоположного знака? Действительно, проследим за «конвейером» изменения состояния рабочего вещества. В двигателе поступает нейтральное рабочее вещество. В ионном источнике оно превращается в ионы, т. е. все ранее нейтральные частицы делятся на две: на два иона, приобретающие противоположный знак. Частицы одного знака разгоняются в ионном ускорителе и образуют реактивную струю. А что происходит с частицами другого знака?

Очевидно, и эти частицы должны быть выведены из двигателя наружу, иначе они будут накапливаться в нем, и двигатель, а вместе с ним и весь летательный аппарат приобретет большой электрический заряд. Это бы еще, может быть, и не было столь страшно, но дело-то в том, что знак заряда двигателя противоположен знаку заряда реактивной струи. Следовательно, электростатические силы, возникающие в этом случае, будут мешать струе вытекать, и очень скоро истечение прекратится вовсе. Двигатель работать не станет. Значит, и частицы другого знака тоже нужно выводить из двигателя, чтобы он оставался нейтральным.

Вот почему после ионного источника «конвейер» делится на два — по одному движутся ионы одного знака, образующие далее реактивную струю, по другому — ионы другого, противоположного знака. Что же, и они образуют тоже реактивную струю? Да, обычно используется и реакция этих частиц, вытекающих из двигателя, но этого можно и не делать, ибо получаемая при этом реактивная тяга ничтожно мала по сравнению с тягой основной струи. Это объясняется просто. Образование ионов в ионном источнике двигателя обычно связано с тем, что от ранее нейтральных частиц отрывается один электрон. Тогда частица становится положительным



ионом и реактивная струя состоит именно из таких ионов, т. е. имеет положительный заряд. Чтобы двигатель не приобрел отрицательного заряда, образовавшиеся свободные электроны тоже должны быть, как об этом говорилось выше, выведены из него наружу. Конечно, истечение их в том же направлении, что и основной ионной струи, создаст добавочную реактивную тягу. Но какова она будет по величине? Если считать, что скорости истечения одинаковы, то тяга будет определяться только массой вытекающих частиц, ибо ведь и число этих частиц тоже одинаково. Но масса электронов в десятки и сотни тысяч раз меньше положительных ионов. Ясно, что они не в состоянии создать при истечении сколько-нибудь существенной тяги. «Электронный» ракетный двигатель вряд ли имеет какой-нибудь смысл.

Но это еще не все. Нет ответа на второй вопрос. Двигатель, как мы выяснили, остается теперь при работе нейтральным, но значит ли это, что наличие положительного заряда реактивной струи не будет сказываться на работе двигателя? К сожалению, нет, не значит. И вот почему. Эта струя, создающая как бы облако положительных зарядов за двигателем, т. е. так называемый объемный, или пространственный заряд, будет взаимодействовать своим электрическим полем со все новыми положительными ионами, вытекающими из двигателя и поступающими в это облако. Но, очевидно, такое взаимодействие будет ни чем иным, как торможением вытекающих ионов. Струя будет как бы мешать новым ионам вытекать, препятствовать их истечению, уменьшать его скорость. Со временем истечение может прекратиться и вовсе.

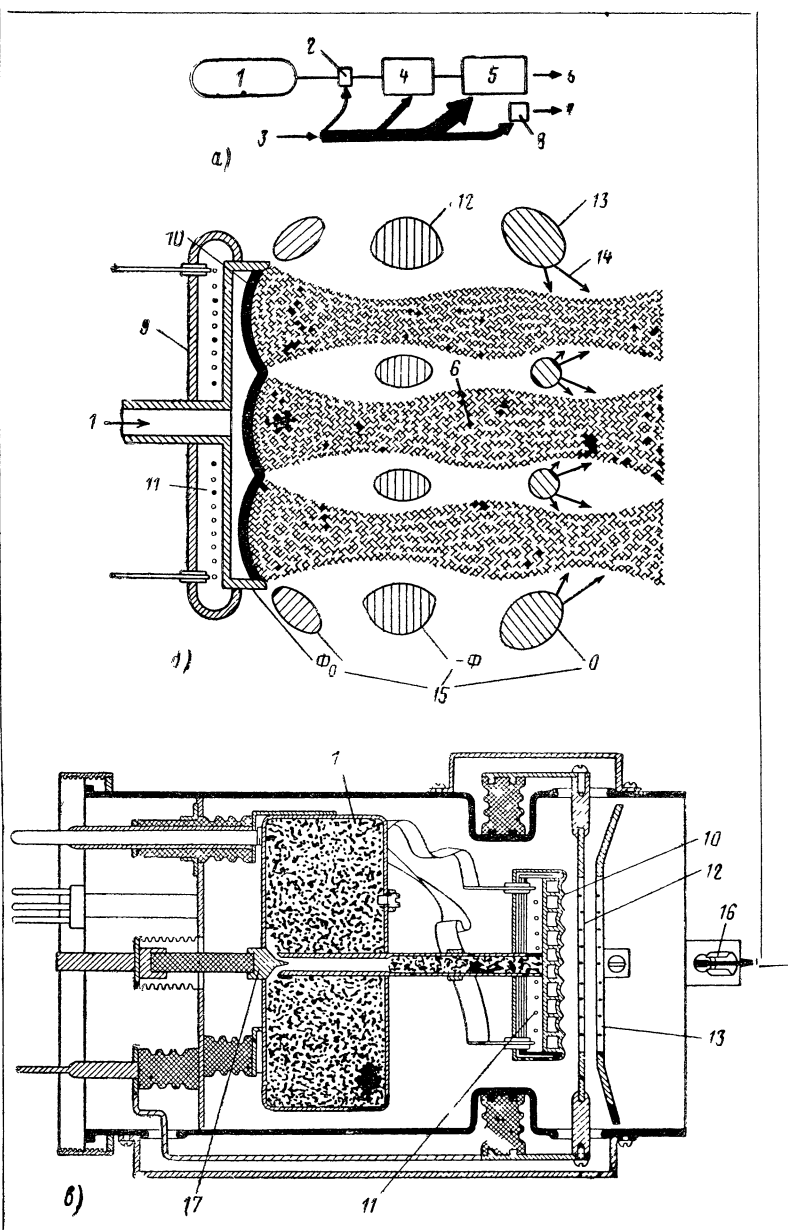
Вот почему нужно так воздействовать на реактивную струю, чтобы «нейтрализовать» ее, устранить ее пагубное воздействие на работу двигателя. Путь решения задачи здесь очевиден, струю достаточно нейтрализовать, т. е. лишить электрического заряда: Но что же это получается: если первый пост «конвейера» — ионный источник — только тем и занимался, что создавал ионы, сообщая частицам рабочего вещества электрический заряд, то последний пост этого «конвейера» должен заняться диаметрально противоположным делом — снова нейтрализовать частицы рабочего вещества? Да, именно так и получается. Для такой нейтрализации в самом конце «кон-

вейера» должен быть предусмотрен источник электронов или других отрицательных ионов, которые должны быть введены в положительную реактивную струю возможно ближе к ее началу. Нужно признаться, что эта нейтрализация реактивной струи причиняет конструктору ионного двигателя едва ли не самые большие неприятности.

Как же могут выглядеть основные элементы электростатического ионного двигателя?

Начнем с первого поста «конвейера» — ионного источника. Принципиально ионизация рабочего вещества не представляет сколько-нибудь значительных трудностей. В науке и технике применяется много различных методов такой ионизации. Конечно, далеко не все они пригодны для использования в ионном двигателе. Наиболее часто в созданных за рубежом конструкциях таких двигателей применяется метод так называемой поверхностной, или контактной, ионизации. В этом случае рабочее вещество ионизируется, т. е. его атомы или молекулы теряют электроны, в результате столкновения с раскаленной поверхностью какого-либо твердого вещества, обычно металла. При подобном столкновении атомы, расположенные на поверхности металла, как бы захватывают электрон, сдирают его с оболочки ударившейся о поверхность частицы — атома или молекулы. Чтобы это стало возможным, необходимо, очевидно, определенное сочетание свойств обоих веществ — ионизатора и рабочего вещества. Атомы рабочего вещества должны легко отдавать свои электроны, атомы ионизатора — охотно их поглощать.

Поэтому-то в большинстве построенных за рубежом ионных двигателей рабочим веществом служит, обычно, какой-нибудь щелочной металл, чаще всего цезий или рубидий — атомы этих металлов легко расстаются с внешними, слабо связанными с ядром электронами. Правда, эти металлы нужно до ввода в ионный источник испарить, ибо при обычных условиях они представляют собой твердые вещества. Сделать это, однако, не сложно, температура их испарения относительно невелика. Зато оба этих металла обладают и рядом других достоинств в качестве рабочего вещества ионных двигателей, в частности, достаточно большим атомным весом (вспомните, что говорилось выше о необходимости в большой массе вытекающих частиц; точнее, нужно большое отношение



массы к заряду). Потому-то в большинстве случаев построенные ионные двигатели и являются цезиевыми или рубидиевыми.

Что касается материала, из которого изготавливается ионизатор, то им обычно служит вольфрам, хотя могут применяться и рений, углерод и некоторые другие вещества. Они цепко удерживают захваченные у цезия или рубидия электроны и не отдают их (в этих случаях говорят, что вещества обладают большой «работой выхода», т. е. для отрыва электронов должна быть затрата большая работа). Но это не единственное необходимое свойство вещества ионизатора. Вот, например, выше было указано, что поверхность ионизатора должна быть раскаленной, нагретой до очень высокой температуры; понятно, что не каждое вещество пригодно для этого. Но зачем нужен высокий нагрев?

Тут мы сталкиваемся с обычной для инженерной практики задачей нахождения оптимального решения, оптимального компромиса между противоположно действующими факторами. Один из этих факторов — электростатическое притяжение между электронами, вырванными из ударившихся о поверхность ионизатора атомов и «застрявшими» в ионизаторе, и этими атомами, превратившимися в положительные ионы. Это обычное притяжение между зарядами противоположного знака. Но из-за него ионы начинают «прилипать» к ионизирующей поверхности, нарушая нормальную работу ионизатора, а затем и вовсе прекращая его. Как устранить столь вредное «прилипание» ионов?

Вот для этого-то и нужен нагрев ионизирующей поверхности. Приобретая температуру поверхности, столкнувшиеся с ней ионы получают, вместе с тем, и кинетическую энергию, достаточную для преодоления электро-

← Рис. 86. Электростатический (ионный) ракетный двигатель:

а)—принципиальная схема двигателя; б)—схема цезиевого ионного двигателя (ионного ускорителя); в)—конструктивная схема цезиевого ионного двигателя фирмы Электро-Оптикал Системс (США)  
1—рабочее вещество (цезий); 2—насос; 3—электропитание; 4—ионизационная камера, 5—электростатический ускоритель, 6—ионы; 7—электроны, 8—эмиттер электронов, 9—радиационные экраны; 10—вольфрамовый ионизатор; 11—подогреватель; 12—ускоряющий электрод; 13—замедляющий и нейтронизирующий электрод; 14—электроны, 15—значение потенциала, 16—сопло для нейтральной струи; 17—клапан подачи цезиевого пара

статического поля притяжения этой поверхности, подобно тому, как улетает с Земли ракета, получившая вторую космическую скорость. Очевидно, что в этом смысле чем больше температура ионизатора, тем меньше возможность оседания на ней ионов. Но зато уменьшается и «работа выхода», вследствие чего уже не только ионы не остаются в ионизаторе, но и застрявшие в нем электроны тоже начинают улетать. Но это, естественно, тоже ухудшает работу ионизатора. Поэтому-то и приходится выбирать наивыгоднейшую для каждого конкретного случая температуру нагрева. Она оказывается довольно высокой, обычно больше  $1000^{\circ}\text{K}$ , что и накладывает дополнительные ограничения на выбор материала для изготовления ионизатора. Наилучшим для цезия, в качестве рабочего вещества, оказывается вольфрамовый ионный источник. Он устраивается обычно в виде густых слоев тонкой вольфрамовой сетки или такой же пористой пластины, через которую пропускается для нагрева электрический ток и проталкиваются под давлением пары цезия, так что из источника вытекает уже поток цезиевых ионов.

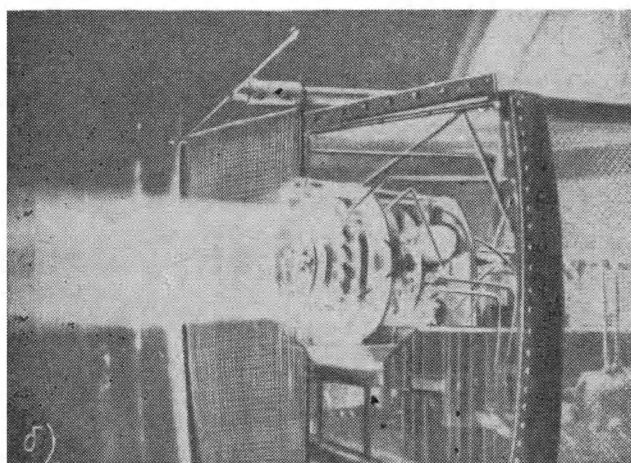
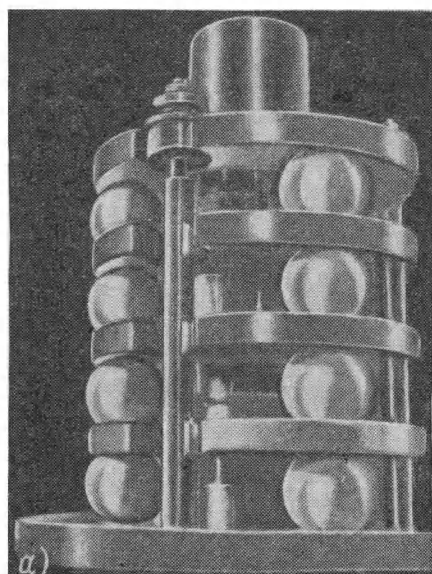
Возможны, как указывалось, и другие методы ионизации, в частности, с помощью той же электрической дуги или безэлектродного высокочастотного нагрева, дающего плазму. Но этот метод, очевидно, возвращает и все недостатки, связанные с высокой температурой. Конечно, пока еще конструкцию ионного источника для электростатических ракетных двигателей никак нельзя считать окончательно отработанной, здесь еще есть много интересных возможностей и впереди долгие, настойчивые поиски наилучшего решения, но это ведь касается и всех других, без исключения, элементов такого двигателя, еще не вышедшего, по существу, из эмбриональной стадии.

Но перейдем ко второму посту «конвейера» — ускоряющей системе двигателя. Здесь ионный поток, выходящий из поста № 1 — источника, должен быть разогнан до необходимой большой скорости истечения и сфокусирован, т. е. превращен в плотную цилиндрическую струю, в которой все частицы имеют одно общее для всех них направление. Ускорение в электростатическом поле широко применяется в технике в самых различных устройствах. Так, например, простейшая электронная лампа —

диод тоже представляет собой ускоряющую систему, только ускоряются в ней не ионы, а электроны, что не является принципиальным отличием. Таким же «диодом» является и простейшая ускоряющая система ионного двигателя. Она состоит из пары электродов, расположенных по оси двигателя, так что первый из этих электродов, собственно, и есть ионный источник — он «испускает» ионы, подобно тому, как в лампе первый электрод испускает, эмитирует электроны. В соответствии с таким различием ионный источник является анодом, а эмиттер лампы — катодом. Второй, ускоряющий электрод в лампе — анод, в двигателе же, соответственно, катод. Под действием ускоряющей разности потенциалов между анодом и катодом ионы, образовавшиеся на аноде, т. е. в ионном источнике, начинают ускоренно двигаться к катоду, пролетают в отверстие в этом катоде (или же катод устраивается в виде отдельных пластин с зазором между ними) и в виде ионного пучка вытекают наружу.

Конечно, это только простейшая схема. В действительности, обычно, ускоряющая система имеет не один, а два электрода кроме анода — ионного источника, так что она представляет собой не «диод», а «триод». Кроме того, тяговая камера двигателя, в которой формируется реактивная струя, помимо ускоряющей системы имеет еще и фокусирующую, формирующую ионный пучок, т. е. своеобразную «ионную оптику». Ко всем этим электродам прилагается, обычно, весьма высокое электрическое напряжение, они не должны быстро выходить из строя под действием бомбардирующих их ионов, размеры всей тяговой камеры должны быть небольшими, в общем ее создание требует немалого инженерного таланта.

Наконец, на выходе из тяговой камеры располагается последний пост «конвейера» — устройство для нейтрализации ионного пучка. Выше уже упоминалось, что осуществление этого процесса нейтрализации — очень хитрое дело, ибо она должна быть произведена на возможно меньшем удалении от двигателя (иначе струя быстро расширится и тяга уменьшится) и так, чтобы не испортить сформированную в тяговой камере ионную реактивную струю. Между тем, введение электронов в эту струю нарушает ее течение, может сделать его неустойчивым, приводит к потерям энергии. Теоретически наилучшие результаты могут быть достигнуты в случае вве-



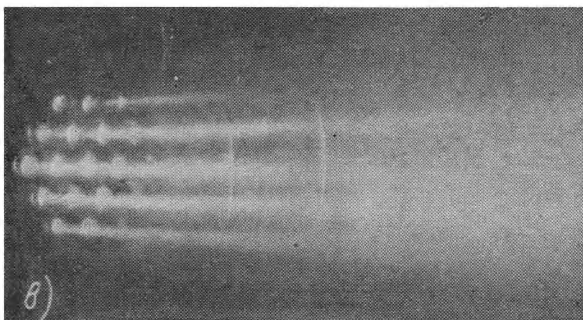
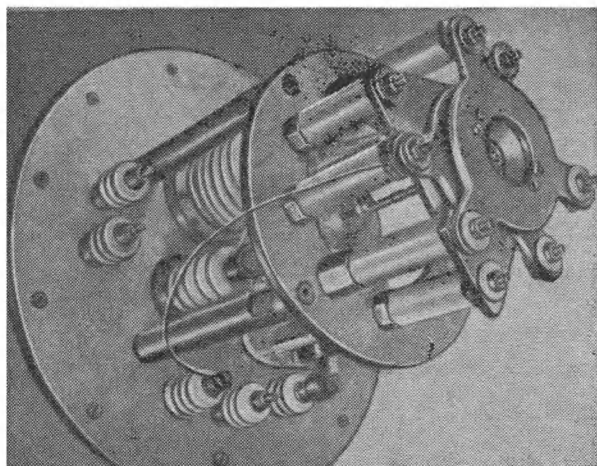


Рис. 87. Так выглядит ионный двигатель:

а)—двигатель фирмы Гудрич (США). Фарфоровые шары служат изоляторами; б)—испытание двигателя фирмы Хьюз (США) с кольцевым ионным пучком; в)—двигатель фирмы Электро—Оптикал Системс (США) с 19 ионными пучками



дения в струю для ее нейтрализации не электронов, а отрицательных ионов такой же массы и скорости, как и у положительных ионов в струе. Опыты такого рода производятся за рубежом.

Одним из методов уменьшения трудностей формирования ионных реактивных струй является создание многосекционных ионных двигателей, т. е. имеющих несколько тяговых камер, объединенных в одну конструкцию, подобно тому, как это делается в случае связок обычных химических ракетных двигателей. Ряд таких многосекционных ионных двигателей уже создан и испытывается (в частности, в США). Один ионный пучок большого диаметра, заменяющий несколько более тонких, был бы неизбежно расширяющимся (ведь он состоит из взаимно отталкивающихся частиц одного знака заряда) и потому связанным с потерей тяги.

Выше уже отмечалось, что в противоположность обычным химическим двигателям, у которых масса молекул в реактивной струе должна быть возможно меньшей, в ионных двигателях ее целесообразно иметь возможно большей, ибо это уменьшает потребное число частиц при той же тяге и, следовательно, уменьшает размеры двигателя или увеличивает тягу двигателя при прежних размерах. Вот почему иногда высказываются предложения о создании таких электростатических двигателей, в которых вытекали бы не ионы, а гораздо более массивные заряженные частицы, состоящие из тысяч и миллионов молекул. Такими частицами могут быть, например, микроскопические заряженные капельки масла и других жидкостей (в частности, расплавленного металла), а также различные коллоидные частицы, отчего подобные двигатели называют, обычно, коллоидными, в отличие от ионных. Действительно, такие двигатели были бы более компактными и легкими, что делает их исследование и разработку перспективными. Однако, у них есть и серьезный недостаток — для ускорения более массивных частиц требуется и большее ускоряющее напряжение, а это сильно усложняет конструкцию двигателя в связи с опасностью электрического пробоя.

Тяга уже созданных за рубежом ионных двигателей так же мала, если не меньше, как и у других, описанных выше электроракетных двигателей, зато по величине к. п. д. они лучше, что делает их особенно привлекатель-

ными. Отчасти это объясняет повышенный интерес, проявляемый к ионным двигателям за рубежом. Что касается скорости истечения, то и в этом отношении ионные двигатели опережают большинство других — она достигает у них многих сотен километров в секунду. Очевидно, такие двигатели наиболее подходящи для дальних и продолжительных космических полетов.

Трудно сказать сейчас, какие типы электроракетных двигателей будут первыми использованы в реальных космических полетах. В настоящее время ведется успешная подготовка к летным испытаниям на ракетах и искусственных спутниках электроракетных двигателей разного типа. Эти испытания особенно важны потому, что наземные испытания в условиях, имитирующих космический полет, очень сложны и часто не дают достаточно точных результатов. Так или иначе, нет сомнений, что будущее космонавтики в большой мере связано именно с электрическими ракетными двигателями. В этой связи не может не вызвать законной гордости у советского читателя тот факт, что впервые в мире один из типов электроракетных двигателей, именно плазменный, был установлен на космическом летательном аппарате и успешно испытан в действии в космосе в декабре 1964 г. советскими учеными. Как известно, такие двигатели были использованы в системе ориентации межпланетной автоматической станции «Зонд-2», запущенной в Советском Союзе 30 ноября 1964 г. по направлению к Марсу. В США до настоящего времени проведены лишь два испытания электроракетных двигателей на баллистической ракете.

---

## К СКОРОСТИ СВЕТА!

**О** возможности создания электрических ракет, т. е.

ракет с электрическими ракетными двигателями, писали еще основоположники ракетной техники — Циолковский, Годдард, Оберт, Эно Пельтри. Первое опубликованное в печати подобное предложение принадлежит К. Э. Циолковскому. В своей статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами»<sup>1</sup>, в разделе о будущем этих приборов Циолковский писал:

«Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать огромную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам».

Циолковский также первый, в работе, опубликованной в 1926 году, отмечал принципиальную возможность использования при космических полетах ракетных двигателей очень небольшой тяги. Ко всем этим и другим смежным проблемам Циолковский не раз возвращался и в своих последующих работах.

Однако, в те времена идея электроракетных двигателей не могла быть реализована, да и не была актуальной — штурм космоса еще не начинался. Тогда не было ни нужды в электроракетных двигателях, ни технических возможностей их создания, не было и самой теории таких двигателей.

Зато сейчас, когда человек начал победное освоение космоса, когда в глубины океана мирового пространст-

---

<sup>1</sup> Журнал «Вестник воздухоплавания», 1911, №№ 19—22 и 1912, №№ 2—9.

ва уже выведены сотни различных космических летательных аппаратов и первые космонавты совершили свои рейсы вокруг Земли, интерес к электроракетным двигателям возрос необычайно и продолжает быстро возрастать. Непрерывно публикуются все новые и новые теоретические исследования этих двигателей — их рабочего процесса, рабочих веществ, характеристик и др., осуществляются различные экспериментальные исследования, разрабатываются проекты ракет и космических летательных аппаратов с электроракетными двигателями, рассчитываются трассы их полета в космосе.

Наряду с другими проблемами рассматриваются и области наивыгоднейшего использования электроракетных двигателей разных типов — электротермических, электромагнитных, электростатических. В предыдущей главе уже говорилось о том, что эти области определяются, в основном, наивыгоднейшим значением скорости истечения для каждого данного космического полета. Во многих случаях смогут быть применены двигатели различных типов и только тщательный анализ может показать, какой из них окажется наиболее выгодным, позволяя взять на борт наибольший полезный груз. Пока же «специализация» различных электроракетных двигателей может быть указана лишь в очень общих чертах, да и то не всегда достаточно обоснованно.

Одной из возможных и, естественно, первоочередных областей использования электроракетных двигателей являются искусственные спутники Земли. Конечно, речь идет не о выводе на орбиту спутников, для этого, как известно, нужны мощные ракеты-носители и тут, вероятно, будут с успехом применяться обычные химические двигатели — жидкостные и на твердом топливе. Потеснить их могут воздушно-реактивные двигатели для использования на первых ступенях многоступенчатой ракеты, и атомные ракетные двигатели, вероятно, для второй (не первой, чтобы двигатель работал не с Земли), а может быть, и третьей ступени. Электроракетные двигатели со своей исчезающе малой тягой здесь не годятся. Но зато потом, когда спутник уже находится на орбите, электроракетные двигатели, установленные на нем, в состоянии выполнять многочисленные функции, причем тут уж вряд ли с ними сравнится какой-либо иной ракетный двигатель. В особенности выгодным будет ис-

пользование электроракетных двигателей в тех случаях, когда на спутнике и без того должна находиться достаточно мощная электросиловая установка для питания бортового оборудования, радиоаппаратуры (в частности, для связных релейных спутников) и т. п. Ведь такая установка может при необходимости, время от времени, переключаться на питание электроракетных двигателей спутника, что, по существу, снимает главное препятствие на пути применения подобных двигателей.

Электроракетные двигатели на спутнике могут служить для управления его ориентацией в пространстве, т. е. сохранения заданного положения спутника относительно Земли, Солнца, Луны, что совершенно необходимо для спутников многих назначений. Они могут использоваться для корректировки орбиты спутника, т. е. ее исправления, компенсации различных возмущающих влияний, искажающих эту орбиту (сопротивления атмосферы, несферичности земного шара и нецентральности его поля тяготения, влияния Луны и др.). Электроракетные двигатели могут служить и для изменения орбиты спутника — его апогея, перигея и средней высоты, положения в пространстве и т. п.

В частности, с их помощью можно переводить спутник с низкорасположенной орбиты, куда его выводит ракета-носитель, на более высоко расположенную, в том числе, например, на суточную орбиту, т. е. имеющую период обращения 24 часа; эта очень важная для многих видов практического использования спутника орбита находится на высоте примерно 35 800 км. Продолжительность такого перевода будет зависеть от ускорения, которое может двигатель сообщить спутнику, т. е. от отношения тяги двигателя к массе спутника. Но очень часто время в подобных случаях не будет играть особой роли.

Можно представить себе и специальную «транспортную» установку с электроракетными двигателями, которая будет представлять собой своеобразный «мигрирующий» спутник — буксир. Этот космический буксир будет переправлять другие спутники с орбиты на орбиту и только этим и заниматься. Подобный же метод может быть, конечно, использован и для грузовых перевозок между спутниками и космическими орбитальными станциями. Для пассажирского сообщения, очевидно, подобные едва передвигающиеся «экипажи» не пригодны.

Но если электрические ракетные двигатели могут сослужить хорошую службу в околоземном космическом пространстве, т. е. в космическом «пригородном» сообщении, то, очевидно, еще больше их роль в дальних, межпланетных космических рейсах. Ведь мы уже знаем, что эффективность применения электроракетных двигателей особенно велика в тех случаях, когда наивыгоднейшей оказывается весьма большая скорость истечения, а она возрастает с удлинением и усложнением маршрута космического путешествия.

Электрические ракеты будут совершать грузовые рейсы с околоземной к окололунной орбите. Особенно важным это грузовое сообщение будет в первое время после высадки космонавтов на Луне и создания там постоянной научной станции — ведь все снабжение этих лунных поселений первое время будет осуществляться с Земли. Переброска грузов с Земли на околоземную орбиту и с окололунной орбиты на Луну будет производиться, конечно, с помощью обычных химических ракет. Это же относится естественно и к полетам ко всем планетам — с сильным гравитационным полем электроракеты справиться не в состоянии.

В полетах к Луне, которые, вероятно, будут совершаться, с помощью беспилотных, автоматических электроракет, будет перевозиться больший полезный груз, чем это возможно с помощью химических ракетных двигателей при том же общем весе ракеты, но и продолжительность полета будет несколько большей. Это кажется оправданным — выиграешь в одном, проиграешь в другом, так обычно и бывает. Но вот при осуществлении рейсов к планетам, даже ближайшим, и в особенности дальним, выигрыш может быть уже и в величине груза, и в продолжительности полета.

Так, например, полет к Марсу на электроракете может длиться примерно 300 дней, а обратный полет даже меньше, примерно, 260 дней, т. е. почти столько же, как и в полете обычной химической ракеты. Правда, двигатели химической ракеты будут работать в таком полете считанные минуты, а электроракетные двигатели — все время полета, т. е. более полутора лет. Зато полезный груз электроракеты может составлять более чем одну треть от полного ее веса, что намного больше предельно возможного значения для обычной химической ракеты.

В этом примере скорость истечения из электроракетного двигателя принята равной 120 км/сек. В таком полете на корабле могут уже находиться и люди.

Если же полет более дальний, например, до Сатурна, то он будет не только гораздо более выгодным в отношении полезного груза (положим, пока еще он и вовсе неосуществим с помощью обычных ракетных двигателей), но и гораздо менее длительным, если применяется электроракета. Вместо 6,5 лет, необходимых для полета обычной ракеты, электроракета совершит такой полет всего за 2,5 года. Огромная разница! Тут уж мы вторгаемся в такую область, где у электроракетных двигателей, по существу, конкурентов нет.

Таким образом, электроракетные двигатели позволяют рассчитывать на «освоение» всей солнечной системы, на осуществление полетов к наиболее отдаленным планетам и даже разведочных рейсов за орбиты этих планет, в зону возможной 10-й планеты солнечной системы и гипотетического таинственного пояса замерзших комет, медленно обращающихся вокруг Солнца на гигантских расстояниях от него.

Ну, а дальше? Смогут ли электроракетные двигатели открыть путь к другим звездным мирам, обеспечить полет на расстояния, несоизмеримо большие, чем диаметр солнечной системы?

Как известно, ближайшие к Солнцу звезды находятся в созвездии Центавра, это самая близкая к нам из всех звезд, она так и называется «ближайшей», или, по латыни, «Проксима Центавра», и вторая, гораздо более яркая и чуть-чуть дальше отстоящая — «Альфа Центавра». Расстояние до этих звезд составляет, примерно, четыре с четвертью световых года, т. е. луч света пробегает весь путь от них к нашему глазу более чем за 4 года.

От Земли до Солнца полтораста миллионов километров, но солнечный луч покрывает это расстояние всего примерно за 8 минут. А здесь — 4 с лишним года! Совсем иные масштабы....

Если, конечно, пренебречь длительностью путешествия и совершать его с такой скоростью, с какой будут летать электроракеты внутри солнечной системы, т. е. порядка десятков километров в секунду, то такой межзвездный полет вполне под силу космическим электроракетам. Но он будет ведь длиться десятки и сотни тысяч

лет! На худой конец и такой полет автоматических, беспилотных космических кораблей можно будет совершить в будущем, но... вряд ли он устроит космическую науку: слишком уж долго надо будет ждать опубликования научных результатов подобного опыта. Что же касается полета кораблей с экипажем на борту, то при подобной продолжительности его можно считать полностью исключенным.

Как же быть, как уменьшить длительность полета? Очевидный путь — увеличение скорости корабля. Но тут возникают сразу два препятствия, хотя электроракетные двигатели принципиально могут обеспечить неизмеримо большую скорость полета, чем скорость современных ракет — для этого нужно только, чтобы они работали достаточно долго. Первая трудность связана с тем, что потребное, решающее или хотя бы облегчающее задачу, увеличение скорости должно быть уж очень большим. Ведь увеличить скорость в десять или даже в сто раз (о подобном увеличении обычные химические ракеты даже и не мечтают) это значит ничего не решить — длительность полета все еще составит многие тысячи лет. Только приближение скорости корабля к скорости света в пустоте, равной, как известно,  $300\,000\text{ км/сек}$  и представляющей собой, в соответствии с представлениями современной физики, максимально возможную в природе скорость, уменьшает продолжительность межзвездного полета, пусть самого короткого, до нескольких лет или десятков лет. Как видно, даже огромное увеличение скорости корабля далеко не до конца решает задачу. И, вместе с тем, такое увеличение скорости требует колоссального расхода рабочего вещества электроракетного двигателя, настолько большого, что это делает сам полет практически неосуществимым — это уже вторая принципиальная трудность.

Как можно преодолеть обе трудности, какие пути для этого видит наука?

Если говорить об уменьшении затраты рабочего вещества, то метод достижения этой цели очевиден, мы его уже знаем, это увеличение скорости истечения. Очевидно, что скорости истечения в сотни километров в секунду, характерные для наиболее совершенных в этом отношении электроракетных двигателей, тут уже оказываются недостаточными. Теперь уже нужна гораздо боль-



шая скорость, как можно большая, вплотную приближающаяся к скорости света.

Можно ли в электроракетных двигателях разогнать частицы рабочего вещества до подобных субсветовых скоростей? Принципиальные методы решения подобной задачи известны из опыта ускорителей, применяющихся в лабораториях ядерной физики. В таких ускорителях — синхрофазотронах, бэватронах, космотронах — достигаются именно подобные скорости, особенно большие в случае менее массивных частиц — электронов, и меньшие — для протонов и более тяжелых атомных ядер. Так что можно представить себе электроракетный двигатель, похожий на какой-нибудь из этих ускорителей. Правда, все они имеют очень большие размеры, делающие их непригодными для установки на летательном аппарате, но техника разработки ускорителей так быстро развивается, что можно представить себе ускорители в общем приемлемых размеров.

Главное не в этом. В любом ускорителе количество ускоряемых частиц относительно ничтожно, пучок таких частиц, выходящих из ускорителя, воздействует на него со столь малой реактивной силой, что говорить о практическом использовании такой силы в качестве движущей тяги совершенно бессмысленно. Значит, число вытекающих частиц нужно резко увеличить, чтобы получить хоть сколько-нибудь заметную, достаточную тягу. А вот этого-то, как раз, сделать не удастся, ибо этому мешает уже хорошо известное нам соотношение между силой тяги, скоростью истечения и мощностью, питающей двигатель энергоустановки. Если увеличить скорость истечения из электроракетного двигателя, скажем, в 100 раз, чтобы соответственно уменьшить расход рабочего вещества в межзвездном полете, то при прежней величине тяги потребная мощность энергоустановки возрастет тоже в 100 раз. Потребное же увеличение скорости истечения по сравнению с достигнутыми значениями для современных электроракетных двигателей может составить и не 100, а 1000 раз. Мы опять встречаемся с проблемой, решение которой заставило уменьшить тягу электроракетных двигателей до долей килограмма. Меньшие величины тяги уже вряд ли могут быть применены, это несоразмерно увеличит длительность полета. Значит, поневоле

нужно увеличить мощность двигателя, мощность всей силовой установки.

При мощности в сотни тысяч и даже миллионы киловатт двигатель будет развивать тягу в доли килограмма. Поистине, гора рождает мышь! И все оттого, что эта мышь уж очень стремительна, ее скорость близка к скорости света.

Чтобы разогнать корабль до огромных околосветовых скоростей, необходимых для осуществления практически мыслимого по своей продолжительности межзвездного полета, электроракетные двигатели корабля должны работать очень долгое время, лучше всего, в течение всего пути так, что в течение первой половины его они будут разгонять корабль, а начиная с полпути — тормозить. Легко представить себе, какое колоссальное количество энергии, запасенной на корабле, должно быть при этом израсходовано — ведь двигатель огромной мощности должен работать в течение многих лет и десятилетий подряд.

Расчет показывает, что единственная энергия, на использование которой можно рассчитывать в межзвездном полете, т. е. внутриядерная, далеко не достаточна для осуществления такого полета. О химической энергии и говорить нечего.

Так потребная энергия становится еще раз препятствием на пути в космос. Первый барьер, который она воздвигала, связан с малой величиной энергии химических топлив. Этот барьер преодолеют электрические ракетные двигатели. Теперь снова нужно искать новые пути, на этот раз — преодоления слабости электроракетных двигателей. Можно ли создать новые, принципиально отличные от электроракетных, двигатели, которые сочетали бы в себе два, казалось бы, несовместимых качества — предельно возможную скорость истечения и новые источники энергии?

Наука знает такие двигатели, пусть пока только в теории. Это — фотонные, или квантовые, как их еще называют, ракетные двигатели, двигатели межзвездных кораблей.

Квант — это мельчайшая доля, «частичка», минимальная величина энергии. Современная физика считает, что все известные виды энергии должны иметь некоторую минимальную, предельную величину, своеобраз-

ный «атом» энергии. Представить себе энергию, меньшую чем квант, нельзя, такой величины энергии не существует. Любое количество энергии представляет собой поэтому определенное целое число квантов — половинок квантов не бывает. Физика умеет определять теоретическое значение кванта в каждом данном случае. Квант звуковой энергии называют обычно фононом, квант электромагнитной энергии — фотоном. Величина этого последнего определяется только частотой излучения — она прямо пропорциональна частоте. Поэтому, например, квант, или фотон, голубого света больше кванта красного, а квант рентгеновских лучей гораздо больше кванта инфракрасного излучения или радиолучей.

Фотон представляет собой одну из теперь уже многочисленных *элементарных частиц*, которыми так много занимается современная физика, пытаясь с их помощью проникнуть в самые глубокие тайны мироздания. В отличие от других элементарных частиц фотон не обладает массой покоя, т. е. остановить фотон нельзя, он либо движется со скоростью света, либо исчезает, не существует.

И вот такие электромагнитные кванты — фотоны предполагается использовать в качестве рабочего «вещества» новых двигателей. Что фотоны можно отбрасывать пучком в одну сторону, сомнений не вызывает, лучшее свидетельство тому — обыкновенный прожектор, ощупывающий ночное небо. Ясно и то, что отброшенный световой луч должен создавать силу реакции, ибо экспериментальное подтверждение давления света было получено впервые еще более полувека тому назад нашим замечательным соотечественником, московским физиком П. Н. Лебедевым.

Но опыт Лебедева потому и был выдающимся, что ему пришлось измерять исчезающе малые силы — так ничтожно мало давление световых лучей. Действительно, солнечные лучи давят на перпендикулярную к ним идеальную зеркальную (т. е. отражающую лучи) поверхность в  $1 \text{ м}^2$  с силой всего примерно  $1 \text{ мг}$ , чуть меньше. Даже на поверхность в квадратный километр действовала бы сила меньше  $1 \text{ кг}$  (если поверхность поглощает все падающие лучи, то сила будет вдвое меньше). Эта сила так мала, что использовать ее в качестве реактивной тя-

ги при излучении света практически, конечно, очень сложно. Впрочем, расчеты показывают, что даже и такая небольшая сила иногда может быть использована в космосе. В частности, может оказаться вполне оправданной идея создания так называемых солнечно-парусных космических аппаратов для полета в окосолнечном пространстве. Сила давления солнечных лучей на большие и очень легкие «парусные» поверхности летательного аппарата может сообщить ему, как свидетельствует строгий расчет, весьма большую скорость.

И все же для звездолета подобная сила давления излучаемого света очень мала. Чтобы увеличить до приемлемого значения силу отдачи испускаемых лучей света, температура излучателя должна стать баснословно высокой, равной многим миллионам градусов. Очевидно, этот путь не годится, так фотонного двигателя не создашь.

Есть на пути создания такого двигателя и еще одна принципиальная трудность. Она заключается в необходимости создания отражателя для направления испускаемого двигателем пучка фотонов в одном, общем для всех них направлении. Эта задача вовсе не сложна, когда отбрасываемый пучок света не обладает большой энергией — в таком случае пригоден любой достаточно хороший зеркальный параболический отражатель, как у обычного прожектора. Правда, подобный отражатель даже в наилучшем случае отражает не все падающие на него фотоны, часть световой энергии поглощается материалом, из которого изготовлен отражатель, и переходит в тепло — отражатель нагревается. Но так как эта часть очень невелика, то нагрев получается практически неощутимым.

Иное дело — фотонный двигатель. Здесь «зеркало» должно отражать огромный поток световой энергии (хотя мы и не знаем пока, как его создать). При наилучшем известном и даже мыслимом зеркале оно будет все же поглощать так много энергии, что мгновенно... испарится. Тут, очевидно, понадобятся «зеркала» совсем иного типа, не напоминающие обычные зеркальные отражатели прожекторов. Чтобы представить себе, хотя бы в качестве иллюстрации, какого рода «зеркала» называют ученые в своих теоретических изысканиях, сошлемся на известного немецкого ученого Е. Зенгера — он предложил ис-



пользовать для этой цели... электронное облако, заключенное в мощном магнитном поле.

И, наконец, третья принципиальная трудность, последняя из тех, о которых здесь пойдет речь, но, вероятно, наиболее важная и трудно преодолимая. Как ни сложно создать источник светового излучения необходимой колоссальной мощности, как ни трудно сконцентрировать пучок этого излучения с помощью отражателя, эти задачи все же, вероятно, смогут быть решены. Так будет решена первая часть проблемы создания межзвездного ракетного двигателя — скорость истечения будет предельно возможной. Но как быть со второй частью проблемы, каким должен быть источник необходимой для полета огромной энергии? Ведь для межзвездного двигателя нужны не только предельно большая, максимально возможная скорость истечения, но и максимально возможное использование источников энергии, запасенной на борту корабля.

Пусть, например, создан источник излучения, питаемый от обычного атомного реактора или даже термоядерного, пока еще не существующего реактора. Решает ли это проблему? Нет, ибо в лучшем случае это будет означать использование лишь примерно одной тысячной доли всей потенциальной энергии, запасенной в ядерном горючем. Как видите, всего одна тысячная часть, это очень далеко от необходимого нам полного исчерпания всей потенциальной энергии. Вот почему обычные источники атомной энергии тут не годятся, с их помощью межзвездного полета не совершишь, слишком много нужно иметь на борту корабля атомного горючего, даже при световой, предельно возможной скорости «истечения».

Но что это значит — одна тысячная? О каких запасах потенциальной энергии атомного горючего идет речь?

Мы имеем в виду ту потенциальную энергию, которая заключена в любом веществе, а вовсе не в одном только атомном горючем, причем все вещества в отношении величины этой энергии, приходящейся на 1 кг массы, совершенно одинаковы. Эта потенциальная энергия, в соответствии с воззрениями теории относительности, определяется известным уравнением Эйнштейна, по ко-

---

←— Рис. 88. Околосолнечное пространство будущего станут бороздить и солнечно-парусные космические корабли

торому потенциальная энергия равна произведению массы вещества на квадрат скорости света. Именно это знаменитое  $E=mc^2$  и характеризует скрытые запасы энергии в веществе. Чем меньше масса, тем меньше запас энергии. Когда происходит цепная реакция распада ядер атомов урана или плутония, то исходная масса ядерного горючего в результате такой реакции уменьшается меньше чем на одну десятую процента; в случае термоядерной реакции водород — гелий это уменьшение массы, примерно, в полтора раза больше, но все же равно только, примерно, одной десятой процента. Вот что такое одна тысячная, о которой шла речь выше. Уменьшение исходной массы на  $1/1000$  означает такое же уменьшение исходной потенциальной энергии. Только  $1/1000$  используется фотонным двигателем в нашем примере, а  $999/1000$  остаются не использованными. Да, это не то, что требуется для межзвездного корабля!

Однако известны ли вообще науке пути полного высвобождения потенциальной энергии вещества? Да, по крайней мере, один такой путь известен. Поскольку в этом процессе, который ученые многократно наблюдали в эксперименте, используется именно полностью, вся потенциальная энергия вещества, то масса вещества становится равной... нулю, вещество исчезает или, как говорят, аннигилирует (по латыни «нигель» — ничего). Поэтому и сам процесс называют аннигиляцией. Название вряд ли удачное, если иметь в виду, что масса-то в общем вовсе не исчезает — масса выделяющейся в процессе энергии в точности равна исходной массе вещества. Вот так и в атомном реакторе масса выделяющейся атомной энергии в точности равна «дефекту», т. е. недостатке массы исходного вещества, суммарная же масса вещества и энергии (ведь и энергия тоже является одной из форм существования материи) всегда одна и та же.

Что же собой представляет физический процесс аннигиляции? Наиболее известный и простой пример этого процесса — столкновение электрона с его «античастицей» — позитроном, т. е. положительно заряженным электроном. При таком столкновении обе частицы аннигилируют и рождается квант, а то и два — три кванта электромагнитного излучения — фотона. Суммарная масса этих квантов равна исходной массе столкнувшихся

частиц, т. е. удвоенной массе электрона. Разница только в том, что электрон и позитрон обладают массой покоя, а образовавшиеся вместо них кванты такой массой не обладают.

Помимо электронно-позитронной аннигиляции ученым известны и другие примеры этого процесса аннигиляции, правда, более сложные, с несколькими последовательными преобразованиями. Для нас важно одно — в природе существуют и, следовательно, могут быть использованы такие процессы, в которых потенциальная энергия вещества полностью преобразуется в энергию излучения. Вот такой процесс, результатом которого являются потоки квантов (мы предполагаем, как указывалось выше, что их можно будет свести, сфокусировать в одну общую «струю»), и может служить основой фотонного двигателя будущих звездолетов. Ведь в нем и только в нем счастливо сочетаются предельные значения и скорости истечения, и степени использования потенциальной энергии вещества. Вот почему будущее межзвездной космонавтики так связано с надеждами на создание фотонного аннигиляционного двигателя.

Но мы должны, кажется, еще больше огорчить читателя. Даже если будет создан этот предельно возможный, идеальный ракетный двигатель, недостижимая пока греза космонавтов, все равно это, пожалуй, не решит проблемы межзвездного полета. Ибо такой полет должен длиться и в этом случае слишком долго и, главное, запасы аннигиляционного «топлива» на борту корабля все же получаются слишком большими. Однако даже и здесь перед трудностями, которые кажутся принципиально непреодолимыми, ибо такова их физическая суть, наука не склоняет голову — для нее нет таких крепостей, которые не отважился бы штурмовать творческий гений человека. Правда, мы здесь вторгаемся в область еще более дерзких фантазий.

Недостаток «топлива» на борту межзвездного корабля, как полагают ученые, мог бы быть компенсирован путем использования в качестве такого «топлива» межзвездного космического вещества. Мировое пространство не пусто, оно заполнено частицами плавающего в нем вещества, пусть в среднем крайне разреженного. Летящий с околосветовой скоростью корабль будет встречать на своем пути достаточно много такого вещества, несмотр-



ря на всю его разреженность, для него космос будет вовсе не «пустым». Можно и заранее выбирать такие маршруты для полета корабля, которые пролегают через зоны повышенной концентрации космического вещества — облака пыли и газа. Захват и «переработка» этого вещества в излучение уже дело техники, хотя пока еще, надо признаться, не опирающейся в этом отношении на науку. Так сможет быть получен своеобразный прямоточный фотонный аннигиляционный двигатель. Можно, конечно, попытаться питать корабль энергией извне, из посылаемых вслед за ним специальных энергостанций. Кстати сказать, особенно интересные возможности открывают в этом отношении замечательные достижения квантовой радиофизики, связанные с созданием квантово-механических генераторов когерентного излучения, так называемых мазеров (для радиочастотного участка спектра электромагнитных волн), лазеров (видимого участка) и иразеров (инфракрасных лучей)<sup>1</sup>. Ведь эти квантово-механические генераторы электромагнитных волн могут посылать на огромные, совсем недавно казавшиеся фантастическими, расстояния в космосе точно направленные, высоко концентрированные (и это казалось недавно недостижимым) и исключительно мощные (это и вовсе превосходит самую смелую фантазию недавнего прошлого) лучи электромагнитной энергии. С помощью этих энергетических рек протяженностью в сотни миллионов километров и можно рассчитывать организовать снабжение энергией звездолетов в их дальнем рейсе.

Сколь ни сложны все эти задачи, ничего невозможного в их решении нет. Но как можно добиться существенного уменьшения длительности полета и возможно ли это вообще, если нельзя ни превысить скорость света, ни приблизить цель полета, уменьшить расстояние до нее? Ведь время это есть путь, деленный на скорость, это все знают.

И вот тут уже сама природа совершенно неожиданно оказывается доброжелательной и приходит на помощь космонавтике. Если ее казавшиеся незыблемыми законы не устраивают, она их... меняет. В действительности, ко-

---

<sup>1</sup> Как известно, за разработку этих приборов советские физики Н. Г. Басов и А. М. Прохоров удостоены Нобелевской премии по физике в 1964 г.

нечно, речь идет просто о новых, более точных законах природы, раскрытых наукой и сформулированных теорией относительности Эйнштейна. По этим законам часы на корабле отсчитывают время гораздо медленнее, чем на Земле, тем медленнее, чем ближе скорость корабля

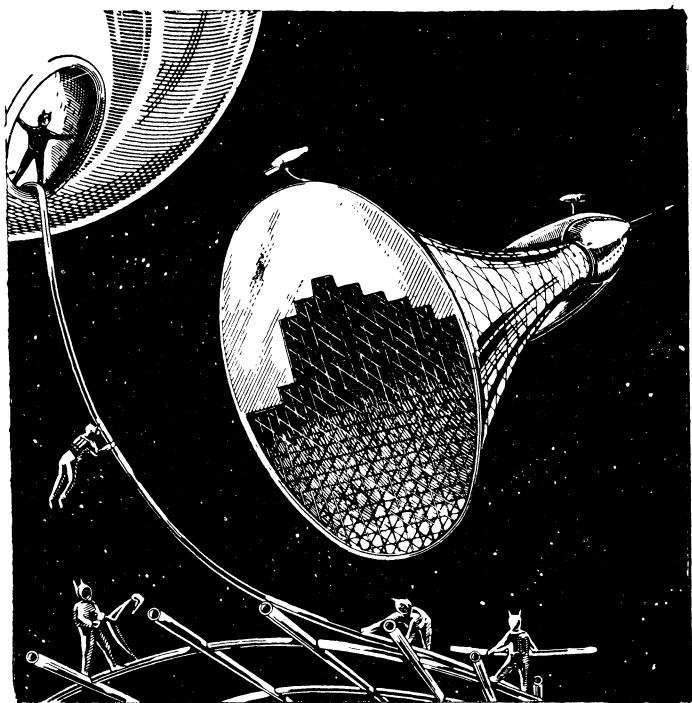


Рис. 89. К далеким звездам умчат космонавтов с околосветовой скоростью квантовые (фотонные) космические корабли-звездолеты

к скорости света. При достаточно большой близости это «замедление» времени на корабле и, соответственно, увеличение «собственной» скорости его полета (т. е. скорости по часам корабля) оказываются столь значительными, что самые далекие космические цели оказываются неожиданно совсем близкими. Так, полет на расстояние даже в миллионы световых лет можно, при желании

(и если иметь в виду, конечно, что речь идет лишь о теоретической возможности, безотносительно к связанным с ней научным и инженерным трудностями) совершить всего за год, а то и быстрее. Правда, возвратившись домой, на Землю, после такого полета космонавты обнаружат, что здесь прошли действительно миллионы лет, и не найдут даже отдаленных своих родственников, но разве это может остановить человека, стремящегося в неведомое?

Мы смогли только слегка коснуться темы межзвездного полета в связи с фотонным аннигиляционным двигателем, который может сделать его реальным. Конечно, один только двигатель далеко не решает всей этой гигантской проблемы, под стать этой проблеме и трудности на пути ее реализации.

Но наука, истинная, дерзающая наука верит в осуществление и межгалактических полетов, верит во встречу с мыслящими существами иных миров.



## ОГЛАВЛЕНИЕ

---

	<i>Стр</i>
Введение. О чем рассказывается в книге . . . . .	3
Глава 1 Что такое реактивный двигатель и почему он одерживает одну победу за другой? . . . . .	5
Глава 2. Революция в авиации или блистательный успех турбореактивного двигателя . . . . .	15
Глава 3. Когда турбореактивный двигатель уступает первенство своим «близким родственникам» . . . . .	45
Глава 4 Газовая турбина и сверхзвуковой полет . . . . .	70
Глава 5. «Летающие топки» и «горящие крылья» . . . . .	104
Глава 6. Одна жидкость горит в другой . . . . .	125
Глава 7. Предки и потомки «Катюш» . . . . .	168
Глава 8. «Симбиоз» в мире реактивных двигателей . . . . .	195
Глава 9. Реактивные двигатели и химия . . . . .	212
Глава 10. За помощью к атому . . . . .	240
Глава 11. Реактивные двигатели в космосе . . . . .	266
Глава 12. К скорости света! . . . . .	314

---

*Карл Александрович Гильзин*

ДВИГАТЕЛИ НЕВИДАННЫХ СКОРОСТЕЙ

---

Редактор *М. С. Аникини* Технический редактор *Н. А. Пухликов*

Г-22400 Подписано в печать 27/IX 1965 г. Учетно-изд. л. 16,91

Формат бумаги  $84 \times 108^{1/32} = 5,19$  бум. л.—17,03 печ. л.

Цена 61 коп. Тираж 19.000 Тем. план 1965 г. № 562 Заказ 1942/1004

---

Московская типография № 8 Главполиграфпрома  
Государственного комитета Совета Министров СССР по печати.  
Хохловский пер., 7.

