

ВСЕСОЮЗНОЕ ОБЩЕСТВО
ПО РАСПРОСТРАНЕНИЮ
ПОЛИТИЧЕСКИХ И НАУЧНЫХ
ЗНАНИЙ

КАНДИДАТ ТЕХНИЧЕСКИХ НАУК
В. Х. АБИАНЦ

РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Серия IV
№ 24

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»

Москва — 1955

ВСЕСОЮЗНОЕ ОБЩЕСТВО
ПО РАСПРОСТРАНЕНИЮ ПОЛИТИЧЕСКИХ И НАУЧНЫХ ЗНАНИЙ

Кандидат технических наук

В. Х. АБИАНЦ

РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Стенограмма публичной лекции,
прочитанной в Центральном
лектории Общества в Москве

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»

Москва



1955

СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение	3
Классификация реактивных двигателей.	5
Из истории развития реактивной техники.	12
Воздушно-реактивные двигатели.	18
Жидкостно-реактивные двигатели	25
Будущее реактивного двигателя.	29
Литература	31

Введение

Реактивные двигатели, использующие химическую энергию топлива, являются тепловыми двигателями. В отличие от других видов этих двигателей, реактивные двигатели обладают следующими чрезвычайно важными положительными качествами:

- 1) способностью развивать очень большие мощности при малых весе и размерах двигателя;
- 2) высокой эффективностью при больших скоростях полета;
- 3) способностью работать на больших высотах, в разреженных слоях атмосферы. Некоторые виды реактивных двигателей могут работать даже в безвоздушном пространстве.

Перечисленные особенности реактивных двигателей делают их очень ценными для использования в авиации, артиллерии и некоторых смежных областях техники.

Известно, что для достижения больших скоростей полета нужно иметь мощные и легкие двигатели, чтобы преодолеть сопротивление воздуха, резко возрастающее при увеличении скоростей полета. В то же время нельзя перегружать летательный аппарат тяжелым двигателем. Для успешного развития авиации и артиллерии требовался двигатель с такими характеристиками, которые имеют только двигатели реактивного типа.

Поэтому в течение последних лет реактивная техника развивается очень интенсивно; реактивные двигатели полностью вытеснили поршневые моторы из боевой авиации и успешно проникают в гражданскую авиацию.

Для осуществления заветной мечты человечества — совершения космических полетов — реактивные двигатели являются незаменимыми, ибо никакой другой двигатель не может работать в безвоздушном пространстве. Чем же объясняются эти замечательные свойства реактивных двигателей? В чем заключается отличие физического принципа работы реактивных двигателей от принципа работы других видов тепловых двигателей?

Принцип реактивного движения заключается в следующем. Если газ, заключенный в замкнутом сосуде, подогревать, то давление его начнет увеличиваться. Это возросшее давление газа будет равномерно воздействовать на все стенки сосуда. В ре-

зультате все силы будут уравновешены и сосуд останется в неподвижном состоянии. Но представим, что в одной из боковых стенок сосуда имеется отверстие (рис. 1). Тогда через это отверстие газ начнет свободно вытекать в атмосферу. В результате давление газа на стенку, в которой имеется отверстие, окажется меньше, чем на противоположную стенку. Поэтому образуется результирующая сила R , под действием которой сосуд будет передвигаться в направлении, обратном истечению

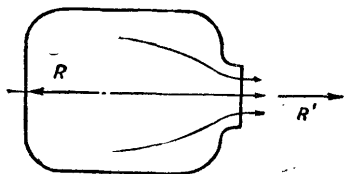


Рис. 1. Схема сил, действующих на стенки сосуда с отверстием.

газовой струи. Сила R называется реактивной силой (слово «реакция» в переводе с латинского означает противодействие), а движение сосуда под действием этой силы — реактивным движением. Согласно третьему закону Ньютона сила R , с которой газ действует на стенки сосуда, равна по величине силе R' и направлена в противоположную сторону. По-

этому по количеству вытекающего газа и по скорости его истечения можно судить о величине силы R , называемой также тягой.

По мере истечения газа, давление и температура в сосуде будут падать, скорость истечения будет уменьшаться и реактивная сила (тяга) постепенно снизится до нуля. Это произойдет в тот момент, когда давление в сосуде станет равным давлению окружающей среды. Для того чтобы этого не произошло, в сосуде должно поддерживаться повышенное давление, что и имеет место в реактивном двигателе.

Проявление реактивной силы часто наблюдается в различных областях жизни. Например, при стрельбе из огнестрельного оружия наблюдается «отдача» — результат воздействия пороховых газов на затвор, запирающий ствол оружия. Морское животное каракатица, вбирая в себя воду и затем с силой выбрасывая ее из специальной воронки, создает реактивную силу для своего передвижения.

Реактивные двигатели имеют принципиальное отличие от всех других тепловых двигателей. Поршневые двигатели внутреннего сгорания, паровые машины и турбины не создают сами силы тяги, необходимой для перемещения аппарата. Для образования мощности двигателя в работу перемещения аппарата требуется еще один механизм, называемый движителем. Такими движителями являются, например, воздушный винт на самолете, гребной винт на судне, колеса у автомобиля.

Реактивный двигатель не нуждается ни в каком движителе. Он сам создает необходимую для движения тягу.

Несмотря на большие и явные преимущества реактивных двигателей, делающие их в ряде случаев незаменимыми, произ-

водство таких двигателей стало бурно развиваться лишь в последнее время, хотя принцип реактивного движения был известен с давних времен. Это объясняется тем, что создание мощных, легких, надежно действующих реактивных двигателей требует высокого уровня развития техники: высокой культуры конструирования, тщательной отработки тепловых и газодинамических процессов, происходящих внутри двигателя, автоматизации их управления и регулирования, изготовления высококачественных жаропрочных сплавов. Решение этих задач оказалось по плечу лишь современной науке и технике. Реактивный двигатель является таким же крупнейшим достижением техники наших дней, какими являются, например, телевидение, радиолокация.

Классификация реактивных двигателей

Различают следующие основные типы реактивных двигателей:

Пороховые ракетные двигатели.

Жидкостно-реактивные двигатели (ЖРД).

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД), которые в свою очередь подразделяются на два основных типа: газотурбинные двигатели — турбореактивные (ТРД) и турбовинтовые (ТВД), и прямоточные двигатели (ПВРД).

Каждый из этих типов реактивных двигателей имеет свои особенности, которые определяют свойства и области его применения. Пороховые ракетные двигатели и ЖРД от ВРД принципиально отличаются тем, что они используют для своей работы вещества, содержащие и горючее и окислитель (например, порох или жидкое топливо). Поэтому они не нуждаются в кислороде окружающего воздуха и могут работать в безвоздушном пространстве. ВРД используют в качестве окислителя кислород атмосферного воздуха и, следовательно, могут работать лишь в воздушной среде.

Пороховые ракетные двигатели. Пороховой двигатель, схема которого представлена на рис. 2, состоит из камеры, заполняемой пороховыми шашками, и реактивного сопла. При воспламенении пороха от какого-либо запального устройства в пороховой камере происходит возрастание давления до нескольких сот атмосфер и температуры до 2000°С. Образовавшиеся газы устремляются в сопло, откуда вытекают со скоростью порядка 2 тыс. м/сек, а сам двигатель получает импульс в противоположном направлении. Работа порохового двигателя очень непродолжительна и определяется временем сгорания пороха, которое измеряется секундами или даже долями секунды. Величина тяги, которая развивается пороховым двигателем на каждый килограмм расходуемого пороха, не очень велика, ибо теплотворная способность пороха мала и

равна всего 1200 больших калорий (*ккал*) на 1 кг вместо 10 тыс. *ккал*, которые выделяются при сгорании 1 кг жидкого горючего — керосина или бензина.

Пороховые ракеты нашли широкое применение в реактивной бесствольной артиллерии благодаря простоте своей конструкции и, что самое главное, возможности обойтись при стрельбе ими без тяжелых и громоздких артиллерийских орудий. В период Великой Отечественной войны в Советской Армии успешно применялись реактивные минометы «Катюша», а

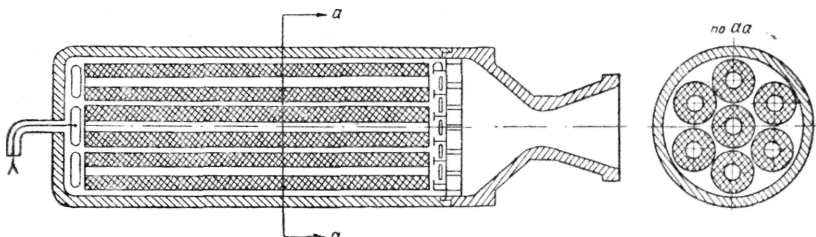


Рис. 2. Схема порохового двигателя.

также мощные реактивные снаряды РС, которыми снабжались наши боевые самолеты. Пороховые двигатели применяются и в авиации для облегчения подъема тяжелых самолетов.

В качестве основного двигателя на самолете пороховой ракетный двигатель не может применяться из-за чрезмерно большого запаса пороха, необходимого для более или менее длительного полета (что обусловлено малой теплотворной способностью пороха и отсутствием в настоящее время эффективных методов перезарядки камеры после выгорания очередного заряда).

Жидкостно-реактивные двигатели. ЖРД, схема которого представлена на рис. 3, также представляет собой камеру сгорания, заканчивающуюся реактивным соплом. В отличие от порохового двигателя в качестве топлива здесь используется жидкое горючее (спирт, керосин, бензин и др.) и специальные окислители (например, жидкий кислород, перекись водорода, азотная кислота). Совокупность горючего и окислителя в ракетной технике принято называть одним словом — топливом. Теплотворная способность жидкого топлива сравнительно невелика и равна 1300—2400 *ккал* на 1 кг смеси. Горючее и окислитель подаются в камеру сгорания, а образовавшиеся там после воспламенения и сгорания газы устремляются в реактивное сопло, создавая тягу. В камере развивается очень высокая температура порядка 3500—4000° и давление, равное 50—60 *ата*. Подача топлива в камеру происходит под давлением, которое создается либо в самих баках при помощи

нейтрального сжатого газа (баллонная подача), либо, что чаще всего встречается, специальными насосами (насосная подача).

Жаростойкость камеры сгорания при столь высоких температурах газа обеспечивается чаще всего охлаждением ее стенок методом так называемого «выпотевания». Для этого стенки камеры сгорания изготавливаются из пористого материала. Часть горючего, омывающего с внешней стороны стенки камеры, просачивается через эту пористую стенку внутрь камеры и испа-

Рис. 3. Схема жидкостно-реактивного двигателя:

1 — камера сгорания; 2 — трубопровод для подачи компонента топлива; 3 — головка камеры сгорания; 4 — трубопровод для подачи компонента топлива; 5 — пусковая свеча; 6 — трубопроводы для подачи топлива в пусковые форсунки; 7 — вкладыш сопла.

ряется на ее поверхности, создавая паровую пленку, предохраняющую камеру от прогорания.

Большим недостатком ЖРД является то, что они требуют транспортировки не только горючего, но и окислителя, что утяжеляет и усложняет летательный аппарат. Кроме того, так же как и пороховые ракетные двигатели, при незначительных скоростях полета они имеют низкий КПД. Поэтому применение ЖРД в авиации в качестве основного двигателя современных самолетов затруднительно. Однако ЖРД успешно используются в качестве дополнительных двигателей в авиации для кратковременного увеличения скорости или скороподъемности самолета. Широкое применение нашли ЖРД в настоящее время в артиллерии в качестве двигателей зенитных управляемых ракет и ракет дальнего действия. В будущем ЖРД позволят осуществить сверхскоростные полеты на расстояния в тысячи и десятки тысяч километров. Они являются единственными из числа известных в настоящее время двигателей, способных обеспечить полет со скоростью более 5000—7000 км/час и на таких больших высотах, где практически отсутствует воздух.

Особое место ЖРД принадлежит в будущих космических полетах. Возможность развивать огромные мощности в одном агрегате и работать в безвоздушном пространстве делает ЖРД незаменимыми двигателями для космических кораблей. Поэтому современные проекты таких кораблей, в частности, предназначенных для полетов на Луну, базируются на использовании ЖРД.

Газотурбинные двигатели. Эти двигатели нашли широкое распространение в авиации.

Рис. 4. Схема турбореактивного двигателя:

A — камера сгорания; *B* — реактивное сопло; *D* — входное устройство;
K — компрессор; *T* — газовая турбина.

Рассмотрим схему и работу турбореактивного двигателя (рис. 4). ТРД состоит из пяти основных элементов: входного устройства (диффузора) *D*, компрессора *K*, камеры сгорания *A*, газовой турбины *T* и реактивного сопла *B*. При работе двигателя на быстролетящем самолете встречная струя воздуха имеет относительно двигателя большую скорость. Перед входом в двигатель воздух затормаживается, его скорость относительно двигателя уменьшается. Так как согласно закону Бернулли сумма кинетической (скоростной) энергии и энергии давления в газовой струе остается величиной постоянной (если пренебречь потерями), то по мере торможения потока давление в нем должно увеличиваться. Чем больше скорость полета, тем больше будет давление воздуха, поступающего в компрессор.

Дальнейшее сжатие воздуха происходит в компрессоре за счет передачи энергии от быстро вращающихся лопаток к воздуху, текущему между этими лопатками. Давление воздуха в компрессоре повышается обычно при сравнительно небольшой скорости полета в 8—10 раз. При больших, особенно сверхзвуковых скоростях полета, когда перед компрессором воздух уже имеет высокое давление, степень повышения давления в компрессоре несколько уменьшается. Сжатый в компрессоре

воздух поступает в камеру сгорания, куда впрыскивается жидкое горючее (обычно керосин). При запуске двигателя воспламенение керосина производится с помощью электрической свечи. В результате горения керосина образуются газы, имеющие на выходе из камеры температуру порядка 800—900°С. Электрические свечи нужны только для первоначального запала смеси, в дальнейшем горение поддерживается за счет тех высоких температур, которые имеются в камере.

Камера представляет собой сосуд, открытый с обоих концов. Поэтому процесс образования газов происходит при постоянном давлении, равном давлению воздуха на выходе из компрессора.

Таким образом, в результате сжатия воздуха и последующего сжигания в нем керосина в камере получается сжатый и нагретый газ. Этот газ, обладающий большим запасом энергии, поступает в газовую турбину.

Газовая турбина предназначена для преобразования части энергии газа в механическую энергию вращения вала, необходимую для привода в действие компрессора и большого числа мелких агрегатов двигателя (например, насоса для подачи керосина, электрогенератора и др.). Конструктивно она напоминает обычную паровую турбину, только рабочим телом является газ, а не пар. На лопатках газовой турбины происходит частичное расширение газа, в результате чего ротор турбины (т. е. диск с рабочими лопатками и соединенный с диском вал) вращается, приводя в движение ротор компрессора, жестко связанный с валом турбины.

Окончательное расширение газа происходит в реактивном сопле. По мере перемещения по соплу давление и температура газа падают, а скорость его возрастает. В срезе сопла давление становится наименьшим, близким к атмосферному, а скорость — максимальной. Быстро вытекающая струя газа и создает реактивную силу (тягу), необходимую для перемещения самолета. Таким образом, тяга двигателя получается из-за избытка работы расширения горячего газа по сравнению с работой, требующейся для сжатия холодного воздуха. Этот избыток работы расширения образуется в результате подвода к воздуху тепла в камере сгорания.

Рассмотренный тепловой цикл, в котором процесс подвода тепла происходит при постоянном давлении, называется циклом постоянного давления сгорания.

В турбовинтовых двигателях турбина отбирает от газа большую долю его энергии, чем в турбореактивных. Поэтому мощность, развиваемая газовой турбиной, значительно больше мощности, поглощаемой компрессором. Избыточная мощность газовой турбины расходуется на вращение винта (рис. 5). Газ, вышедший из турбины, поступает в реактивное сопло и вытекает в атмосферу. Но так как, проходя через турбину, газ отдал ей большую долю своей энергии, то давление и температура

газа, поступающего в реактивное сопло ТВД, много меньше, чем в случае ТРД. Из-за этого скорость истечения газа из сопла ТВД относительно невелика. Однако эта скорость больше скорости полета. Поэтому масса вытекающих газов создает положительную реактивную силу. Таким образом, в ТВД тяга образуется как за счет винта (большая часть), так и вследствие прямой реакции газовой струи (меньшая часть).

Тяга винта образуется за счет отбрасывания лопастями винта большой массы воздуха с незначительным увеличением ее скорости. Реактивный же двигатель создает тягу за счет истечения малых масс газа, но зато с большой скоростью.

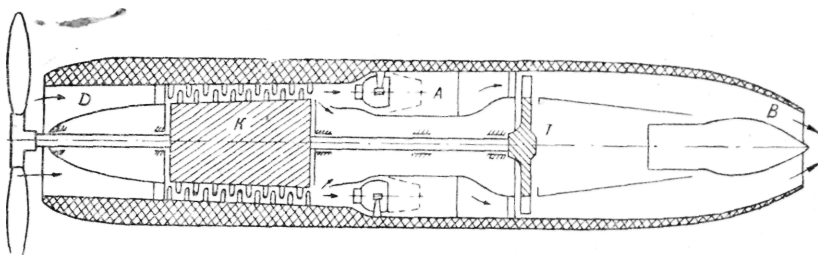


Рис. 5. Схема турбовинтового двигателя (обозначения те же, что на рис. 4).

При малых скоростях полета более экономичным является ТВД. На больших скоростях полета, приближающихся к скорости звука и превосходящих ее, эффективность винта резко падает, а КПД реактивных двигателей возрастает. Эти особенности различных силовых установок и определяют области их применения. При небольших скоростях полета, примерно до 800—900 км/час, более экономичным является ТВД; при больших скоростях, особенно при сверхзвуковых, преимущество переходит к ТРД.

Развитие реактивного двигателя как двигателя больших скоростей связано с увеличением его коэффициента полезного действия при этих скоростях. Это объясняется следующими обстоятельствами. В любой транспортной машине надо различать КПД двигателя и КПД движителя. КПД двигателя характеризует совершенство использования в нем энергии топлива. КПД движителя есть отношение работы, затраченной на продвижение аппарата, к работе двигателя. Общий КПД машины равен произведению этих двух коэффициентов полезного действия. В самолете, снабженном турбовинтовым двигателем, движителем является воздушный винт. Поэтому КПД движителя есть КПД винта. В этом случае общий КПД аппарата:

$$\eta_{\text{о}} = \eta_{\text{е}} \cdot \eta_{\text{в}}$$

В самолете, снабженном турбореактивным двигателем, отдельного движителя нет, а двигатель и движитель объедине-

ны в одном агрегате — ТРД. Однако формула общего кпд пишется аналогично: $\eta_o = \eta_{le} \cdot \eta_n$

Здесь η_n — так называемый полетный кпд, показывающий, какая доля кинетической энергии газовой струи преобразована в работу перемещения самолета.

Полетный кпд равен:
$$\eta_n = \frac{2}{1 + \frac{W_{pc}}{W_o}}$$

где W_{pc} и W_o — соответственно скорости истечения реактивной струи и полета.

Из этой формулы видно, что, чем больше скорость полета, тем выше полетный кпд. Он приближается к единице, когда скорость полета достигает скорости истечения газа из сопла двигателя ($W = W_o$). Однако при этом тяга двигателя падает до нуля. Поэтому такие крайние значения кпд приходится исключать из рассмотрения.

Следует отметить, что газотурбинный двигатель, развивающий свободную мощность на валу, имеет большие перспективы применения не только в авиации, но и в различных других областях техники. Он может быть использован на электрических станциях для привода генераторов, на тепловозах и автомобилях (с приводом на соответствующие трансмиссии) и т. д. При этом топливом может быть естественный газ, пылевидное топливо и другие дешевые виды горючего.

В докладе на июльском Пленуме ЦК КПСС (1955 год) товарищ Н. А. Булганин, отметив все возрастающее значение газовых турбин в народном хозяйстве и их преимущества по сравнению с паротурбинными установками, сообщил, что Правительством приняты меры к широкому развертыванию работ в области газотурбинной техники.

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). При увеличении скорости полета давление воздуха во входном устройстве будет возрастать и в конце концов оно делается столь большим, что отпадет необходимость в дополнительном сжатии воздуха в компрессоре. Это приведет к «вырождению» газотурбинного двигателя в простой прямоточный двигатель, схема которого представлена на рис. 6. У этого двигателя нет ни компрессора, ни турбины; он представляет

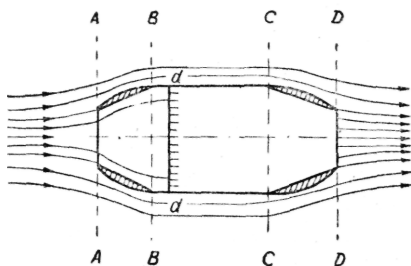


Рис. 6. Схема прямого реактивного двигателя: AA — BB — входной участок; BB — CC — камера сгорания; CC — DD — реактивное сопло; dd — форсунки.

собой профилированную трубу, состоящую из входного участка $AA-BB$, камеры сгорания $BB-CC$ и реактивного сопла $CC-DD$. Двигатель подкупает своей простотой, однако он может эффективно работать лишь при больших скоростях полета порядка 3 тыс. км/час. При меньших скоростях степень повышения давления в диффузоре будет недостаточной и соответственно тяга и экономичность двигателя будут малы.

Следует отметить тот недостаток ПВРД, что он может работать только при наличии определенной скорости полета. Когда нет встречного потока воздуха, его тяга равна нулю. Значит, самолет с ПВРД не имеет автономного старта. Поэтому для взлета такому самолету надо иметь дополнительные мощные двигатели (например, пороховые ракеты или ЖРД).

Из истории развития реактивной техники

Наиболее старым реактивным летательным аппаратом является пороховая ракета, которая впервые появилась свыше 4 тыс. лет тому назад в Китае, где она применялась сначала в качестве забав, а затем и в военном деле. Появление этих ракет было связано с изобретением китайцами черного пороха. Китайцы прикрепляли к стрелам бумажные гильзы с пороховым составом и поджигали при помощи таких стрел селения неприятеля. В Европе ракета впервые начала применяться в IV веке в качестве увеселительного средства, причем постепенно интерес к ней возрастал в связи с успехами в производстве пороха. В XIV—XV веках пороховая ракета приобретает уже большое военное значение. Однако в это же время зарождается и начинает бурно развиваться гладкоствольная артиллерия, которая благодаря своей превосходящей дальности, меткости и мощности к XVIII веку оттесняет ракету на второй план.

Ряд ученых и изобретателей делают попытки использовать принцип реактивного движения для мирных целей. За 120 лет до нашей эры греческий механик Герон Александрийский предложил примитивный и очень малой мощности паровой реактивный двигатель, представляющий собой металлический шар, вращающийся на горизонтальной оси. В этот шар по двум стойкам поступал пар; вытекал пар через два загнутых под углом 90° против часовой стрелки выводных патрубка. В результате шар вращался по часовой стрелке. Знаменитому английскому физическому Ньютому приписывается проект реактивного парового автомобиля, передвижение которого должно было осуществляться за счет реакции струи водяного пара, вытекающей из длинного насадка. В 1750 году немецкий математик Сегнер предложил реактивный двигатель, известный под названием «сегнерово колесо», вращение которого осуществляется за счет реакции водяной струи. В настоящее время такое колесо широко применяется в фонтанных устройствах.

В начале XIX века пороховая ракета снова начинает при-

влекать к себе внимание. Благодаря инициативе английского полковника Конгрева, познакомившегося с успешным применением боевых ракет в Индии, ракета вводится на вооружение английской, а затем и других европейских армий. Известна операция, в результате которой город Копенгаген был уничтожен англичанами в течение трех дней ракетами весом от 5 до 20 кг.

В России большой вклад в дело развития боевой ракеты был сделан артиллерийским офицером, участником Отечественной войны 1812 года А. Д. Засядко (1779—1837). В результате его конструкторских и исследовательских работ (в специально созданном ракетном заведении в Петербурге) стали изготавливаться боевые ракеты, которые нашли широкое практическое применение, в частности, во время русско-турецкой войны в 1828—1829 годах.

Однако подлинного расцвета ракетное дело в России достигло благодаря трудам выдающегося русского изобретателя и ученого генерала К. И. Константинова (1817—1871), ставшего в середине XIX века во главе ракетного заведения. В историю русской ракетной артиллерии Константинов вошел как смелый новатор и выдающийся ученый. Продолжая неустанно трудиться в области ракетного оружия, он в 1850—1860 годах создал боевые ракеты таких систем, которые были признаны высшим достижением артиллерийской техники того времени. Его теоретические труды пользовались всемирным признанием. Кроме России, они были изданы во Франции, Пруссии, Австрии и стали известны в ряде других стран. Русская ракета стала лучшей ракетой в мире; к Константинову приезжали со всех концов Европы для ознакомления с опытом его работы и техникой производства ракет и порохов.

Однако к концу XIX века ракетное дело вновь стало угасать, в частности, из-за недостаточной дальности и меткости ракет. Появилась ствольная нарезная артиллерия, которая обеспечивала большую дальность и прицельность огня, чем бесствольная реактивная артиллерия.

В начале XX века ракетная техника вновь привлекает к себе внимание. Американский профессор Годдард проводит большие исследования по усовершенствованию пороховых ракет — подбору оптимальных насадков для выхода газов, специальной набивки камер порохом, улучшающей условия его сгорания и т. д. Им были проведены обширные работы с целью изучения полета ракеты в разреженной среде, в результате которых было экспериментально подтверждено, что при полете в разреженных слоях атмосферы эффективность ракеты существенно возрастает.

Несколько позднее немецкий астроном Валье также провел большие исследовательские работы в области пороховых ракет.

В наше время блестящие традиции русской реактивной артиллерии были развиты советскими учеными и конструкторами,

создавшими великолепные минометы «Катюша», разившие врага в Великую Отечественную войну массированным артиллерийским огнем.

Предложение использовать ракету как двигатель для летательного аппарата впервые было сделано великим патриотом нашей Родины, техником-новатором Н. И. Кибальчичем (1854—1881). Находясь в заключении за участие в покушении на царя Александра II, Н. И. Кибальчич 23 марта 1881 года, за несколько дней до своей казни, представил проект реактивного летательного аппарата с применением двигателей, работающих на прессованном порохе. Проект имел огромное значение, ибо позволял не только создать техническую базу для авиации, но и преодолеть межзвездные пространства (аппарат не нуждался в воздухе для своего полета). Объяснительная записка к проекту начиналась следующими вдохновенными словами: «Находясь в заключении, за несколько дней до своей смерти, я пишу этот проект. Я верю в осуществимость моей идеи, и эта вера поддерживает меня в моем ужасном положении. Если же моя идея, после тщательного обсуждения учеными специалистами, будет признана исполнимой, то я буду счастлив тем, что окажу громадную услугу родине и человечеству. Я спокойно тогда встречу смерть, зная, что моя идея не погибнет вместе со мной, а будет существовать среди человечества, для которого я готов был пожертвовать своей жизнью».

Далее в записке приводилось подробное техническое обоснование проекта, свидетельствующее о необычайной широте технической мысли автора проекта.

После казни Кибальчича (3 апреля 1881 года) царские чиновники скрыли его проект в архивах полицейского департамента, откуда он был извлечен уже после Великой Октябрьской революции. Однако идеи Н. И. Кибальчича уже тогда проникли в свет и нашли дальнейшее блестящее развитие в трудах и делах выдающегося деятеля науки К. Э. Циолковского (1857—1935).

На рубеже XIX и XX веков К. Э. Циолковский разрабатывает теоретические основы новой науки о реактивном движении и ракетодинамики и в 1903 году публикует их в своей знаменитой статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В этой работе К. Э. Циолковский выводит уравнение для максимальной скорости ракеты после израсходования всего топлива. Значение этого уравнения (названного уравнением Циолковского) заключается в том, что оно впервые указало путь к увеличению скорости полета ракеты, столь необходимого для осуществления космических полетов. Этот путь состоит в максимальном увеличении скорости реактивной струи, а также отношения веса топлива к сухому весу ракеты (так называемое число Циолковского).

В этой же работе К. Э. Циолковский впервые в мире пред-

ложил принципиальную схему ракеты с жидкостно-реактивным двигателем. Ракета с ЖРД в наилучшей степени могла обеспечить достижение космических скоростей полета. Применение ЖРД устраняло иногда непреодолимые трудности, связанные с использованием пороховых ракетных двигателей. Особенно много сделано Циолковским в области детальной разработки проблем и технических расчетов межпланетных путешествий. Так, он предложил охлаждать стенки камеры сгорания ЖРД топливом, осуществлять насосную подачу топлива, применять для изменения направления полета рули, работающие в потоке газа, запускать ракеты с помощью катапульт, применять составные ракеты и космические поезда для преодоления больших расстояний, создать искусственные спутники Земли и многое другое, что принесло Циолковскому неувядаемую славу в истории развития мировой и отечественной техники.

Особенного расцвета научная деятельность Циолковского достигла после Великой Октябрьской революции. В завещании, переданном им Коммунистической партии и Советскому правительству, Циолковский писал: «Всю свою жизнь я мечтал своими трудами хоть немного продвинуть человечество вперед. До революции моя мечта не могла осуществиться.

Лишь Октябрь принес признание трудам самоучки; лишь Советская власть и партия Ленина—Сталина оказали мне действительную помощь. Я почувствовал любовь народных масс, и это давало мне силы продолжать работу, уже будучи больным. Однако сейчас болезнь не дает мне закончить начатого дела.

Все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям передаю партии большевиков и Советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры. Уверен, что они успешно закончат эти труды».

К. Э. Циолковский воспитал целую школу учеников и последователей. Советские деятели ракетной техники Ф. А. Цандер, Ю. В. Кондратюк, Н. И. Тихомиров и другие развили идеи и предложения своего учителя.

За рубежом большой вклад в дело развития жидкостно-реактивных двигателей был сделан такими видными исследователями, как французский ученый Эно-Пельтри, Годдард, Валье, а также известный немецкий метеоролог и астроном Оберт.

Великий русский ученый «отец русской авиации» Н. Е. Жуковский (1847—1921) в своих фундаментальных работах дал решение многих основных вопросов теории реактивных двигателей. В 1882 году он определил силу реакции жидкости, вытекающей из сосуда, а также втекающей в сосуд. Это позволило вывести основную формулу теории реактивных двигателей — формулу тяги, которая гласит, что для неподвижного двигателя тяга R равна (в случае полного расширения газа до дав-

ления окружающей среды): $R = \frac{G}{g} W_{pc}$, а для движущегося — $R = \frac{G}{g} (W_{pc} - W_0)$, где G — секундный расход газов, W_{pc} — скорость истечения газов из реактивного сопла, W_0 — скорость полета (перемещения двигателя), g — ускорение силы земного тяготения.

Большой вклад в теорию воздушно-реактивных двигателей сделан известными советскими учеными академиком Б. С. Стечкиным, профессором В. В. Уваровым и другими. В 1929 году Б. С. Стечкин в своей статье «Теория воздушного реактивного двигателя» изложил основные положения этой теории, в частности обобщил формулу тяги на случай сжимаемой жидкости, дал определение кпд реактивного двигателя и вычислил изменение его в зависимости от скорости полета, ввел в теорию ВРД ряд новых понятий. В. В. Уваров разработал фундаментальные положения теории газовых турбин, показал значение высоких температур газа, разработал методику расчета пространственного потока и профилирования лопаток газовых турбин, ввел общепринятую сейчас классификацию кпд турбин.

Проточная часть компрессора и турбины воздушно-реактивного двигателя состоит из лопаточных венцов, или решеток. Теория лопаточных решеток разработана Н. Е. Жуковским и С. А. Чаплыгиным (1869—1942) и развита в трудах академиков Н. Е. Кочина (1901—1944), Л. И. Седова и других ученых. Эти труды позволяют правильно оценивать и рассчитывать те сложные газодинамические явления, которые происходят при обтекании лопаточных решеток потоком сжимаемого газа.

На основании теоретических работ русских и советских ученых и ряда схем реактивных двигателей, предложенных русскими инженерами, в 1937 году советский авиаконструктор А. М. Люлька разработал конструкцию воздушно-реактивного двигателя в его современном виде. В настоящее время усилиями коллективов инженеров, возглавляемых видными советскими авиаконструкторами — академиком В. Я. Климовым, Н. Д. Кузнецовым, А. М. Люлька и другими, для нашего воздушного флота созданы первоклассные реактивные двигатели, обеспечивающие нужные высоту, скорость и дальность полета.

Большой известностью пользуются также работы зарубежных ученых и конструкторов в области воздушно-реактивных двигателей. Французские инженеры Лорен и Ледюк предложили несколько конструкций прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Значительных успехов достиг английский конструктор Уиттл, по проекту которого был построен и в 1941 году испытан в воздухе турбореактивный двигатель с центробежным компрессором. Двигатель Уиттла послужил прототипом при создании английских турбореактивных двигателей с центробеж-

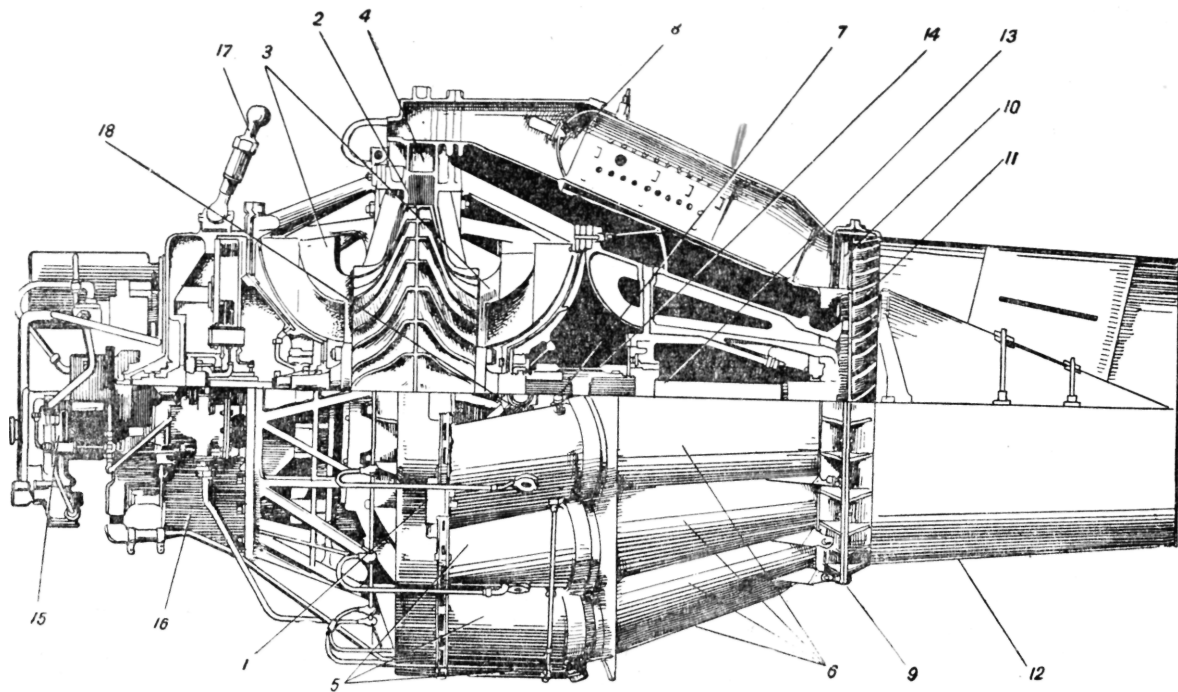


Рис. 7. Турбореактивный двигатель с центробежным компрессором:

1 — центробежный компрессор; 2 — крыльчатка; 3 — воздухозаборники; 4 — лопаточный диффузор; 5 — переходные патрубки; 6 — камеры сгорания; 7 — свечи; 8 — форсунки; 9 — одноступенчатая газовая турбина; 10 — сопловые лопатки; 11 — рабочие лопатки; 12 — труба; 13 — вал; 14 — муфта; 15 — агрегаты; 16 — коробка приводов; 17 и 18 — передняя и боковая подвески.

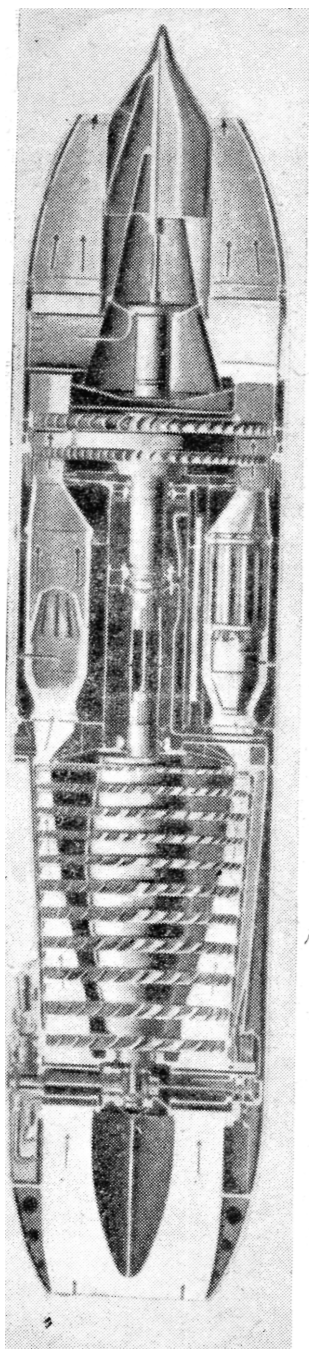


Рис. 8. Турбореактивный двигатель с осевым компрессором.

ными компрессорами. В области создания турбореактивных двигателей с многоступенчатыми осевыми компрессорами много сделано немецкими специалистами, по проектам которых были построены двигатели БМВ-003 и ЮМО-004, применявшиеся на реактивных самолетах в конце второй мировой войны.

Так из дальних веков до наших дней шагает реактивная техника, превратившись из забавы и фейерверков в выдающееся творение человеческой мысли.

Воздушно-реактивные двигатели

Рассмотрим более подробно воздушно-реактивный двигатель как основной двигатель современной военной авиации. Этот двигатель может быть либо с центробежным (рис. 7), либо с осевым компрессором (рис. 8).

В центробежном компрессоре 1 (рис. 7) сжатие воздуха происходит в быстро вращающемся диске с рабочими лопатками, в так называемой крыльчатке 2. Для пропуска больших масс воздуха, порядка 50—100 кг/сек, компрессор имеет двусторонний вход воздуха через воздухозаборники 3. Далее воздух дополнительно сжимается в лопаточном диффузоре 4, где происходит преобразование приобретенной в крыльчатке скорости воздуха в давление. Из диффузора по коленообразным переходным патрубкам 5 воздух поступает в девять отдельных небольших

камер сгорания 6, снабженных свечами 7 и форсунками 8. В камерах происходит разветвление потока. Меньшая часть воздуха поступает в жаровые трубы, где происходит процесс горения при высоких температурах порядка 2000°С. Большая часть воздуха обтекает жаровые трубы снаружи, охлаждая их горячие стенки, что необходимо делать несмотря на изготовление этих труб из высоколегированных сталей. Далее этот воздух через большое число отверстий также входит в жаровую трубу, где в так называемой вторичной зоне происходит смешение воздуха с газом, в результате чего образуется газоздушная смесь с температурой 800—900°С. Выбор такого процесса горения объясняется тем, что газ с температурой 2000°С нельзя направлять в турбину из-за немедленного прогорания лопаток, которое последует в этом случае. С другой стороны, нежелательно осуществлять процесс горения при температуре порядка 800—900°С из-за большой неполноты сгорания топлива, которая будет иметь место при таких низких температурах.

Из камер сгорания газ поступает в одноступенчатую газовую турбину 9. Проточная часть газовой турбины состоит из двух лопаточных венцов: неподвижных сопловых лопаток 10, где происходит преобразование энергии давления в кинетическую энергию потока, и рабочих лопаток 11, закрепленных на ободе вращающегося диска турбины. Рабочие лопатки турбины движутся с большой окружной скоростью (порядка 400—450 м/сек) и имеют температуру не менее 700°С. Поэтому они должны быть исключительно прочными.

Вращаясь в поле центробежных сил и подвергаясь изгибу от давления газа, рабочая лопатка испытывает большие механические напряжения. Эти напряжения можно легко рассчитать и обеспечить так называемую статическую прочность лопаток. Значительно сложнее обстоит дело с обеспечением динамической прочности. Лопатки турбины, пробегая мимо неподвижных лопаток соплового аппарата, испытывают переменные импульсы от воздействия газа, частота которых зависит от числа оборотов ротора и количества сопловых лопаток. Эта переменность обуславливается тем, что давление газа, выходящего из соплового аппарата, неодинаково по окружности; оно больше в середине межлопаточного канала и меньше непосредственно за лопатками. Переменный импульс «раскачивает» лопатку и в случае совпадения частоты этих вынужденных колебаний с частотой собственных колебаний может (после определенного числа циклов) привести к разрушению лопатки от усталости. Так же «устают» и ломаются от вибрационных напряжений лопатки компрессора. Поэтому лопатки газовой турбины изготавливают из дорогостоящих хромо-никелевых сплавов, обеспечивающих надежную работу газовой турбины при высоких температурах.

Для облегчения тяжелых условий работы газовой турбины

диск ее и подшипники охлаждаются воздухом, поступающим из специального вентилятора. Пройдя турбину, газ поступает в трубу 12, заканчивающуюся специальным насадком — соплом. Вращающаяся часть двигателя, состоящая из крыльчатки, вала 13, муфты 14 и колеса газовой турбины, называется ротором двигателя. Он покоится в трех подшипниках качения.

Ротор воздушно-реактивного двигателя подвергается тщательной балансировке, что обеспечивает плавную, без толчков, работу двигателя и выгодно отличает его от поршневого мотора, в котором всегда ощущается воздействие динамически неравношеренных масс кривошипно-шатунного механизма.

Запуск двигателя производится при помощи электростартера. Двигатель снабжен различными агрегатами 15 и коробкой приводов 16. Крепление двигателя в самолете осуществляется через переднюю и боковые подвески 17 и 18.

Осевые компрессоры ТРД делаются многоступенчатыми, ибо степень повышения давления в одной ступени такого компрессора мала и для достижения нужного напора необходимо большое число ступеней (рис. 8). Общая степень повышения давления в многоступенчатых осевых компрессорах обычно бывает больше, чем в одноступенчатом центробежном компрессоре. Поэтому потребная мощность турбины возрастает и ее приходится делать двухступенчатой. В двигателях с осевым компрессором обычно применяется одна общая кольцевая камера сгорания, в которой помещаются отдельные жаровые трубы с таким же процессом горения, как это имеет место в отдельных камерах.

Двигатели с осевым компрессором могут быть очень мощные, с расходом воздуха 100—200 кг/сек и более. Запуск таких двигателей производится при помощи турбостартера, который представляет собой маленький газотурбинный двигатель.

Из сравнения рис. 7 и 8 видно, что если двигатель с центробежным компрессором получается коротким, но большого диаметра, то двигатель с осевым компрессором имеет ярко выраженную сигарообразную форму, большую длину и малый диаметр. Такая форма двигателя очень благоприятна для размещения его в самолете, где требуется малый «лоб» и обычно достаточно велики долевые размеры.

Тяги, развиваемые современными крупными воздушно-реактивными двигателями огромны. Так, например, при расходе воздуха в 200 кг/сек тяга ТРД будет равна примерно 12 тыс. кг.

Попробуем определить, какой полезной мощности соответствует эта тяга. Мощность N_e всякой авиационной силовой установки связана с ее тягой R простой зависимостью

$$N_e = \frac{R W_0}{75}$$

где W_0 — скорость полета (м/сек). Значит, при скорости полета 100 км/час указанный ТРД дает мощность около 50 тыс. л. с.

При этом мощность турбины, передаваемая через вал ротора, так называемая «внутренняя мощность» двигателя, составит 100 тыс. л. с. Если четыре таких двигателя поставить на тяжелый бомбардировщик, то мощность силовой установки самолета окажется равной 200 тыс. л. с. (это примерно одна пятая мощность такой электростанции, как ДнепрогЭС). Получение таких огромных мощностей было бы, конечно, совершенно невозможным при использовании старой, поршневой техники.

Мысль конструкторов работает над дальнейшим увеличением тяги воздушно-реактивных двигателей. Это может быть достигнуто двумя путями — либо увеличением расхода воздуха через двигатель, либо при помощи увеличения температуры газа. Более прогрессивным, конечно, является второй путь, ибо он не вызывает такого увеличения размеров и веса двигателя, которое будет иметь место при реализации первого пути. Однако увеличение температуры газа требует решения очень сложной технической задачи по обеспечению должной жаропрочности лопаток турбины.

Эту задачу можно решать, в свою очередь, двумя путями: либо охлаждая лопатки изнутри воздухом или какой-нибудь жидкостью (например, водой), либо применяя новые, более жаропрочные материалы. Конструкторская и научно-исследовательская мысль усиленно работает в обоих направлениях, и нет сомнения, что в недалеком будущем будет найдена приемлемая конструкция охлаждаемой лопатки, а также будут получены более жаропрочные материалы как металлические, так и металлокерамические.

Значительно более простым способом можно получить увеличение тяги двигателя при помощи подачи и сжигания дополнительного топлива за турбиной, в так называемых форсажных камерах. Этот метод увеличения тяги широко применяется в современных двигателях. Правда, при этом резко увеличивается удельный расход топлива, но зато конструктивно эта задача решается очень просто. За турбиной монтируется длинная труба, в которой происходит сжигание дополнительного топлива. Для его горения используется тот свободный кислород, который имеется в выхлопных газах, поскольку процесс сгорания в основной камере происходит с большим избытком воздуха. Внешний вид двигателя с форсажной камерой и без нее показан на рис. 9.

Поскольку расход топлива резко увеличивается при форсаже двигателя, то он производится лишь кратковременно, например при взлете тяжело нагруженного самолета.

Интересно отметить, что топливо для форсажной камеры можно подавать не в самой камере, а в конце основной камеры сгорания, разбрызгивая его на поверхность раскаленных лопаток турбины. Испаряясь на этой поверхности, топливо охла-

ждает нагретые лопатки и хорошо подготавливается для сгорания в форсажной камере, ибо пары топлива горят лучше, чем жидкое горючее. Такое охлаждение лопаток позволяет несколько поднять температуру в основной камере сгорания в период форсажа и тем самым еще повысить тягу двигателя.

Каковы же характеристики турбореактивного двигателя, т. е. как изменяются его основные данные — тяга и расход топ-

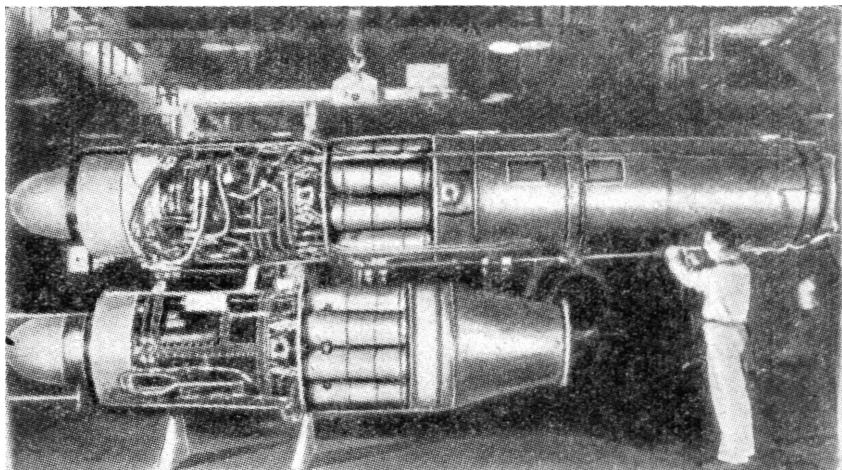


Рис. 9. Двигатель с форсажной камерой (вверху) и без нее.

лива в зависимости от высоты и скорости полета, а также числа оборотов двигателя?

С увеличением высоты полета тяга двигателя резко падает из-за уменьшения плотности воздуха, однако сопротивление воздуха также уменьшается. Поэтому до известного предела возрастание высоты полета не сопровождается падением скорости самолета. Вообще высотный полет более выгоден, так как он требует значительно меньшего часового расхода топлива, чем полет на малых высотах, и обеспечивает большую неустойчивость самолета.

Одной из важнейших характеристик двигателя, показателем его экономичности, является так называемый удельный расход топлива. Он показывает, какое количество топлива расходуется на 1 кг тяги в течение часа.

При подъеме на высоту до 11 км, т. е. до нижней границы стратосферы, удельный расход топлива при постоянной скорости полета несколько падает из-за уменьшения температуры поступающего в двигатель воздуха (известно, что в тропосфере температура воздуха падает на $6,5^\circ$ на каждый километр высоты), так как на сжатие холодного воздуха надо затрачивать

меньшую работу в компрессоре, чем на сжатие теплого воздуха.. На высотах от 11 км примерно до 40 км температура воздуха: не меняется, следовательно, удельный расход топлива должен был бы оставаться постоянным. В действительности он несколько возрастает, главным образом из-за ухудшения процесса сгорания в основной и форсажной камерах, ввиду малых давлений в них на больших высотах. Это ухудшение может оказаться столь значительным, что пламя гаснет и двигатель «глохнет». Для запуска двигателя вновь в условиях холодного и разреженного воздуха требуются специальные средства.

Влияние скорости полета на изменение тяги двигателя очень своеобразно. При увеличении скорости полета от нуля примерно до половины скорости звука тяга двигателя постепенно уменьшается, снижаясь приблизительно на 15%. При дальнейшем увеличении скорости тяга начинает возрастать, достигая первоначальной величины при звуковой скорости полета. При скорости полета, в два раза большей, чем скорость звука, тяга современных ТРД превосходит начальную тягу на 25—30%. Далее тяга резко уменьшается и, когда скорость полета равна скорости истечения газов из реактивного сопла, тяга двигателя делается равной нулю. Для современных двигателей это должно наступить при скорости полета, примерно в три раза большей, чем скорость звука.

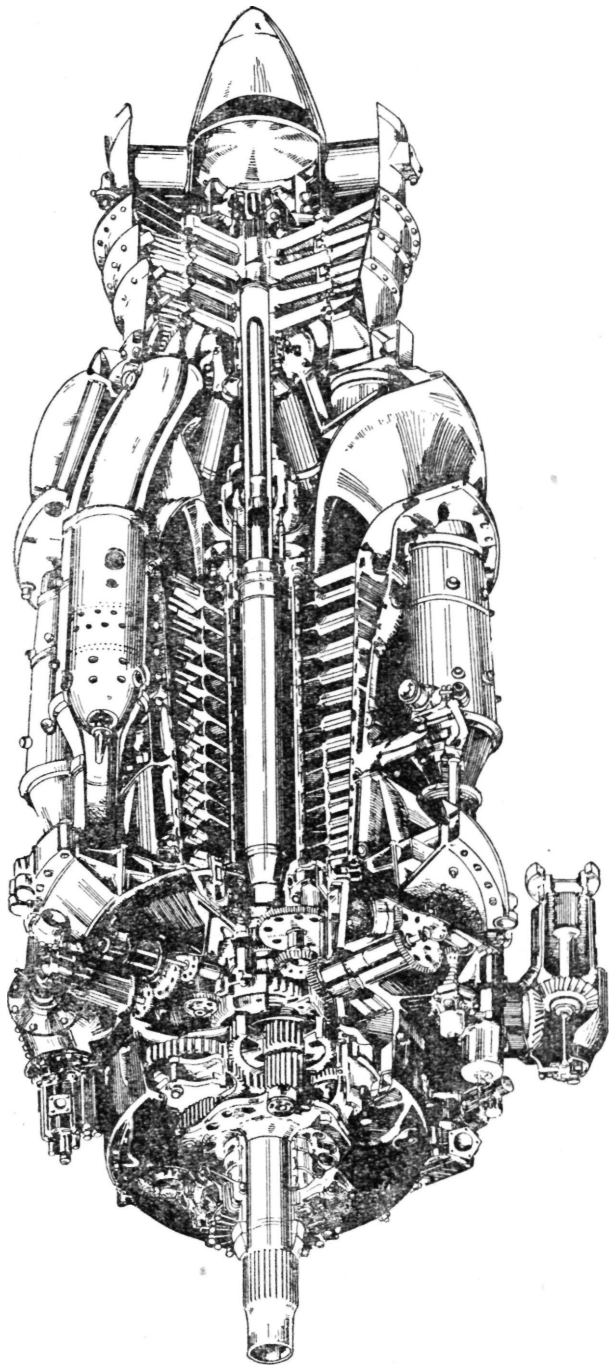
Удельный расход топлива увеличивается при возрастании скорости полета и особенно резко в зоне скоростей полета, вдвое превышающих скорость звука. Несмотря на это, коэффициент полезного действия ТРД при увеличении скорости от нуля до удвоенной скорости звука растет, так как увеличение мощности двигателя обгоняет повышение удельного расхода топлива.

Таким образом, реактивный двигатель является двигателем больших скоростей полета. Его характеристики улучшаются до скорости полета, равной двойной скорости звука (скорость звука в земных условиях равна 1230 км/час). При увеличении температуры газа перед турбиной, которое несомненно будет иметь место в двигателях ближайшего будущего, область применения реактивных двигателей расширится до еще больших скоростей полета.

Таковы высотные и скоростные характеристики воздушно-реактивных двигателей.

Как влияет число оборотов ротора на характеристики ТРД? Тяга двигателя при возрастании числа оборотов резко увеличивается. Однако число оборотов нельзя увеличивать безгранично. Оно лимитируется прочностью двигателя и жаростойкостью его деталей, поскольку увеличение числа оборотов двигателя сопровождается возрастанием температуры газа.

Современный турбовинтовой двигатель показан в разрезе на рис. 10. Двигатель двухвальный — один вал вращается внутри



B

другого. По внешнему валу мощность от первой двухступенчатой турбины передается на вращение осевого компрессора, а вторая турбина, тоже двухступенчатая, приводит в движение винты (через редуктор числа оборотов). Такая двухвальная конструкция усложняет двигатель, но улучшает его эксплуатационные свойства и тактические качества самолета.

Жидкостно-реактивные двигатели

Жидкостно-реактивные двигатели широко применяются в самолетах-снарядах, имеющих военное назначение, а также в ракетах, предназначенных для исследования высших слоев атмосферы и космических лучей. Кроме того, в перспективе перед ЖРД открывается большая область применения — космические полеты.

Во время второй мировой войны в немецкой армии применялись показанные на рис. 11 ракетные снаряды ФАУ-2 с ЖРД.

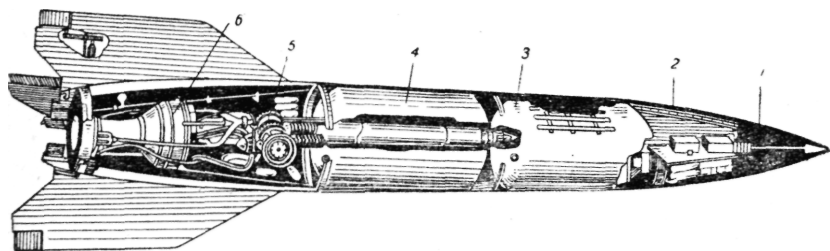


Рис. 11. Ракета дальнего действия с жидкостно-реактивным двигателем. 1 — боевой заряд; 2 — отсек для аэронавигационного оборудования; 3 — бак с горючим; 4 — бак с окислителем; 5 — турбонасосный агрегат; 6 — камера сгорания.

Длина снаряда 14 м, диаметр 1,65 м, общий полетный вес 12 г. В головной части снаряда помещается боевой заряд 1 весом в 1 г. За ним в отсеке 2 располагается аэронавигационное оборудование; в отсеке 3 помещается бак с горючим (этиловым спиртом), а за ним — бак 4 с окислителем (жидким кислородом). Далее расположен турбонасосный агрегат 5, состоящий из турбины и двух насосов, служащих для перекачки топлива и окислителя из баков в камеру сгорания 6.

Ракета запускается в вертикальном положении и быстро исчезает в небе, оставляя за собой огромный огненный след и густые клубы дыма (снимок старта подобной ракеты показан на рис. 12). Все 8 т горючего и окислителя сгорают в течение первой минуты, к концу которой снаряд уже находится на высоте 35 км и летит со скоростью 5400 км/час. Далее ракета летит по инерции и достигает максимальной высоты 100 км, после чего начинается ее снижение. Возвращаясь в более плотные

слои атмосферы со скоростью 2 тыс. км/час, ракета разогревается до температуры 800—900°C, т. е. до температуры красного каления. Превышение скорости полета над скоростью звука приводит к тому, что только после взрыва ракеты раздается рев от ее полета — звуковая волна не может догнать ракету. Весь полет ракеты продолжается 5 минут. За это время она

проходит расстояние 300 — 320 км. Управление полетом ракеты осуществляется специальными рулями, расположенными в газовой струе и поворачивающимися от особого механизма.

За последние 10 лет достигнуты крупные успехи в деле создания ракет с жидкостно-реактивными двигателями. На рис. 13 показана одна из ракет, предназначенная для изучения верхних слоев атмосферы и космических лучей. Ракета поднялась на высоту 250 км и развила максимальную скорость 7 тыс. км/час.

Один из основных путей увеличения дальности полета ракеты, указанный еще К. Э. Циолковским, заключается в применении составных или ступенчатых ракет. Несколько ракет, как правило, различного размера, укрепляются одна в другой. Взлет происходит под действием двигателей нижней ракеты, обычно самой большой. Ракеты набирают высоту

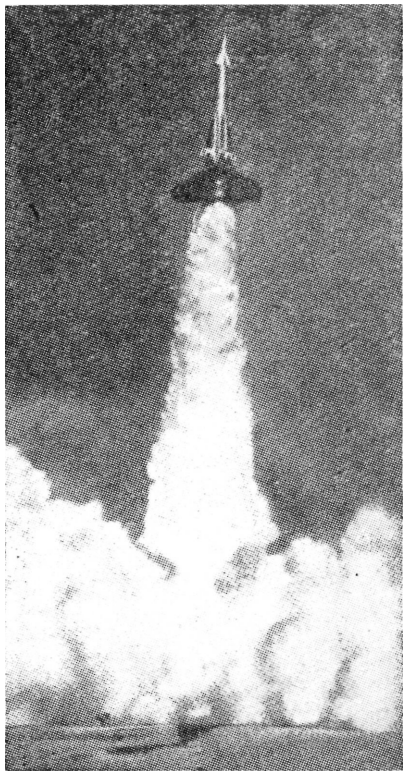


Рис. 12. Старт ракеты.

и развивают большую скорость. Когда все топливо, запасенное в баках нижней ракеты, будет израсходовано, то она отцепляется от верхних ракет, чтобы не обременять их мертвым весом и, пролетев некоторое время по инерции, опускается вниз. Затем вступают в работу двигатели второй ступени. Они начинают работать уже на значительной высоте и при большой скорости. Поэтому вторая ракета развивает еще большую скорость. Затем вступает в самостоятельный полет третья ракета и т. д. В одной из таких составных конструкций (рис. 14) на высоте 160 км и при скорости полета 5600 км/час от основной

ракеты со взлетным весом 12 т отделялась вторая ракета весом 1 т. Эта меньшая ракета, развивая скорость 8 тыс. км/час, достигала высоты 400 км.

Однако и это уже оказывается недостаточным. В настоящее время проектируется управляемая ступенчатая ракета, которая должна подняться на высоту 960 км, развивая макси-

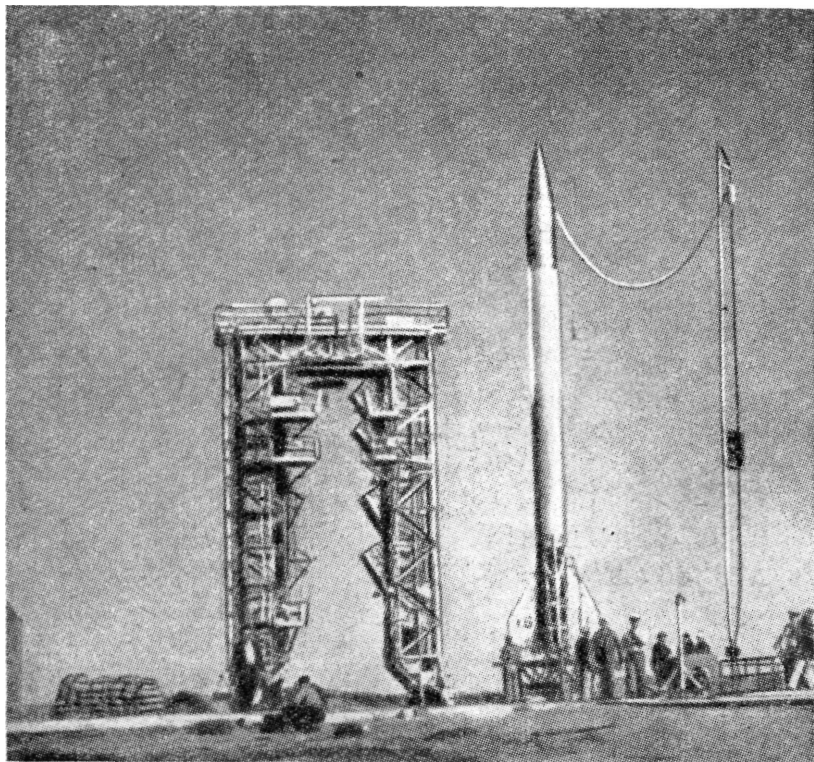


Рис. 13. Ракета для изучения верхних слоев атмосферы и космических лучей.

мальную скорость порядка 17 тыс. км/час, т. е. в 15 раз превышающую скорость звука. Создание таких ракет требует, конечно, преодоления огромных технических трудностей, в частности, связанных с сильным разогревом корпуса ракеты, и является одной из наиболее сложных задач современной техники.

По другому проекту предполагается создать двухступенчатую ракету, сбрасываемую с самолета-матки на высоте 24 км. Далее ракета продолжает путь самостоятельно и летит на высоте 46 км со скоростью, в 14 раз превышающей скорость звука. Дальность полета ракеты — 16 тыс. км.

Исключительно велика роль ЖРД как двигателя для межпланетных путешествий. Огромные мощности, которые должны обеспечить получение нужных скоростей полета космических кораблей при современном состоянии техники, могут быть получены только при применении ЖРД. Однако даже при использовании этих двигателей создание космических ракет встречает колоссальные технические трудности по следующим причинам.

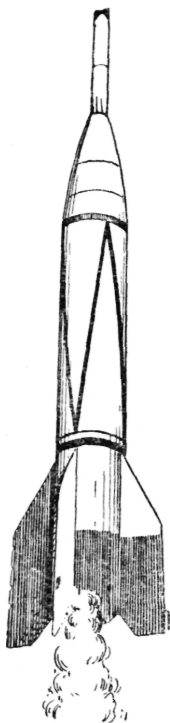


Рис. 14. Двух-ступенчатая ракета.

Для достижения скорости, необходимой для того, чтобы ракета после израсходования всего топлива стала бы двигаться вокруг Земли по круговой орбите в качестве искусственного спутника, т. е. для достижения круговой скорости 7912 м/сек , надо, чтобы запас топлива составлял более 90% от начального веса всей ракеты. Для достижения скорости, при которой ракета превращается в межпланетный корабль, т. е. так называемой параболической скорости — 11200 м/сек , необходимо довести относительную долю веса топлива до 96% от веса ракеты. Для достижения же скорости 16662 м/сек , при которой ракета превращается в звездолет и обретает способность улететь за пределы солнечной системы, относительная доля веса топлива поднимается до 99,1%. Если еще иметь в виду, что эти расчеты составлены при условии полного использования энергии топлива, чего в действительности быть не может, то станет ясным нереальность создания таких аппаратов.

Выход из этого положения можно искать в повышении теплотворной способности топлива, однако расчеты показывают, что и в этом случае поставленная задача слишком трудно решается и не под силу современной технике.

К. Э. Циолковский предложил остроумнейшее решение поставленной задачи: создать искусственный спутник Земли, где происходит посадка ракеты и заправка ее новым запасом топлива для полета в межпланетное пространство. Таким образом, очень трудную задачу осуществления межпланетных полетов можно заменить более простой задачей создания спутника Земли. Для решения этой задачи К. Э. Циолковским и была предложена составная ракета, о которой было упомянуто выше. Одна или несколько земных ракет разгоняют внеземную ракету до определенной скорости и возвращаются на Землю, а последняя ракета продолжает путь, затрачивая уже свой собственный запас топлива.

Эта же задача может решаться и другим способом (тоже

предложенным К. Э. Циолковским) — групповым полетом ракет.

Сущность группового полета ракет заключается в следующем. Группа ракет совершает полет до тех пор, пока не израсходуется половина запаса топлива. После этого остаток топлива переливается из одной половины ракет в другую, пустые ракеты возвращаются обратно, а заправленные ракеты продолжают путь с полным запасом топлива. При затрате половины этого нового запаса топлива повторяется аналогичная операция переливания, и так до тех пор, пока одна ракета, оставшаяся после нескольких делений эскадрильи, достигнет нужной скорости. Расчеты показывают, что при четырехкратном весе топлива, по отношению к весу пустой ракеты, эскадрилья из 32 ракет обеспечивает превращение последней из них в звездолет. Между прочим, это выдающееся предложение К. Э. Циолковского практически используется в настоящее время для обеспечения должной дальности тяжелых самолетов — в полете производится переливание топлива через гибкие шланги из одних самолетов в другие.

Последнее время характеризуется разработкой ряда проектов ракет, предназначенных для полетов на Луну, и проектов искусственных спутников Земли. Один из проектов снаряда для полетов на Луну предусматривает применение 20 жидкостно-реактивных двигателей с суммарной мощностью 350 млн. л. с. По проекту такой снаряд должен иметь длину 60 м, диаметр — 15 м и вес 1 тыс. т. В самое последнее время появилось сообщение о проектировании трехступенчатой ракеты для перевозки 35-тонного полезного груза на спутник Земли, который будет вращаться вокруг земного шара на расстоянии 800 км.

Будущее реактивного двигателя

Нет сомнения, что в ближайшем будущем мы будем свидетелями дальнейшего быстрого развития реактивной техники. В распоряжении человечества пока нет другого двигателя, способного обеспечить получение скоростей, свойственных аппаратам с реактивными двигателями. Очевидно, развитие будет идти по пути повышения тяги реактивного двигателя с целью еще большего увеличения скоростей полета. Это должно обеспечить «земной» авиации скорости, превышающие скорость звука в несколько раз. Жидкостно-реактивные двигатели позволят человечеству достигнуть таких скоростей, при которых станут возможными космические полеты.

Будущий реактивный двигатель будет отличаться от современного. Для получения большой тяги должны быть повышены температуры газа, что предъявит новые требования к металлургии и к конструкции двигателя. Полет на больших скоростях вызовет столь сильный нагрев самолета от трения о воздух, что необходимо будет принять особые меры для охлаждения от-

дельных частей летательного аппарата и двигателя. Это заставит искать источник холода на самолете. Он потребует также для охлаждения масла, циркулирующего через подшипники двигателя, ибо обычные масляные радиаторы, охлаждаемые воздухом, не смогут выполнить своего назначения. При высоких температурах может закипеть топливо в баках, во избежание чего также нужны специальные предупредительные меры.

Прочность планера, пилотирование самолета, физическая подготовка летного состава и ряд других вопросов должны быть пересмотрены и решены в соответствии с условиями, возникающими при скоростях полета, равных 2—3 тыс. км/час. Достижения таких скоростей надо ожидать в ближайшее время. Следовательно, осуществление таких больших скоростей полета требует решения ряда новых и сложных технических задач.

Совершенно новые возможности откроются перед авиацией в связи с использованием атомного двигателя (АД). Возможны различные схемы АД, но все они основаны на использовании тепла, выделяющегося в атомном реакторе. Атомный двигатель может быть воздушно-реактивным. В этом случае тепло реактора используется для нагрева воздуха, поступающего из компрессора, с дальнейшим использованием его в турбине; таким образом, турбина в данном случае не газовая, а воздушная. Некоторой модификацией такого двигателя является схема, в которой для нагрева воздуха используется промежуточный жидкостный теплоноситель, нагреваемый реактором. В специальном теплообменнике он охлаждается, отдавая тепло воздуху.

При расщеплении 1 кг урана 235 выделяется столько же тепла, сколько получается при сжигании 2200 т бензина. Использование лишь 20% этой энергии позволит осуществить беспосадочный полет вокруг земного шара самолета с полетным весом 100—200 т (столь большой полетный вес обуславливается тяжелой защитой атомного реактора).

* * *

Таково современное положение и перспективы развития реактивной техники, выдающуюся прогрессивную роль которой трудно переоценить. Использование реактивных двигателей позволяет человеку летать с невиданными до сих пор скоростями и раскрывает новые возможности для познания природы. Могучая современная реактивная авиация является замечательным достижением человеческой мысли.

Огромный вклад в создание и развитие реактивной техники сделан русскими учеными. Блестящие традиции отечественной науки продолжают и развиваются трудами советских ученых и конструкторов, окруженных вниманием и заботой Коммунистической партии и Советского правительства.

ЛИТЕРАТУРА

- К. Э. Циолковский.— Труды по ракетной технике. Оборонгиз. 1947.
- А. Б. Болгарский и В. К. Шукин.— Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях. Оборонгиз. 1953.
- Н. В. Иноземцев и В. С. Зув.— Авиационные газотурбинные, двигатели. Оборонгиз. 1949.
- И. И. Кулагин.— Теория газотурбинных реактивных двигателей. Оборонгиз. 1952.
- Н. В. Иноземцев.— Россия—родина реактивных двигателей. Изд-во «Знание». 1952.
- И. А. Меркулов.— Реактивная авиация. Изд-во «Знание». 1954.
- Н. Г. Чернышев.— Проблема межпланетных путешествий в работах К. Э. Циолковского и других отечественных ученых. Изд-во «Знание». 1953.
-

★ К ЧИТАТЕЛЯМ ★

Издательство «Знание» Всесоюзного общества
по распространению политических и научных
знаний просит присылать отзывы об этой брошюре
по адресу: Москва, Новая площадь, д. 3/4.



Автор
Виктор Христофорович Абианц.

Редактор **С. Е. Кишис.**
Техн. редактор **Р. В. Дмитриева.**

А 04548. Подписано к печ. 22/IX 1955 г. Тираж 82 000 экз. Изд. № 217.
Бумага 60X92¹/₁₆ — 1 бум. л.=2 п. л. Учетно-изд. 1,77 л. Заказ № 2105.

Ордена Ленина типография газеты «Правда» имени И. В. Сталина.
Москва, ул. «Правды», 24.

**ВКЛАДЫ В СБЕРЕГАТЕЛЬНЫЕ КАССЫ
СПОСОБСТВУЮТ ДАЛЬНЕЙШЕМУ РАЗВИТИЮ
НАРОДНОГО ХОЗЯЙСТВА СССР**

СБЕРЕГАТЕЛЬНЫЕ КАССЫ

ПРИНИМАЮТ ВКЛАДЫ до востребования, срочные, выигрышные, условные и на текущие счета;

ВЫДАЮТ ВКЛАДЫ по первому требованию вкладчиков;

ПЕРЕВОДЯТ ВКЛАДЫ из одной сберегательной кассы в другую;

ВЫДАЮТ и ОПЛАЧИВАЮТ АККРЕДИТИВЫ;

ПРОДАЮТ и ПОКУПАЮТ облигации Государственного 3% внутреннего выигрышного займа;

ВЫПЛАЧИВАЮТ ВЫИГРЫШИ по облигациям государственных займов.

По вкладам, внесенным в сберегательные кассы, вкладчикам выплачивается доход в виде процентов или выигрышей.

**ВНОСИТЕ ВКЛАДЫ
В СБЕРЕГАТЕЛЬНЫЕ КАССЫ**