

ОСНОВЫ ТЕОРИИ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Н. В. ИНОЗЕМЦЕВ

*Зетт.*

# ОСНОВЫ ТЕОРИИ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



ИЗДАТЕЛЬНОЕ ДОСМО  
МОСКВА-1952

ВСЕСОЮЗНОЕ ДОБРОВОЛЬНОЕ ОБЩЕСТВО  
СОДЕЙСТВИЯ АРМИИ, АВИАЦИИ И ФЛОТУ

---

*Н. В. Иноземцев*

Н. В. ИНОЗЕМЦЕВ



# ОСНОВЫ ТЕОРИИ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ





## ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время в нашей стране реактивные двигатели приобрели в авиации практическое значение. С каждым годом они получают все большее распространение, с эксплуатацией реактивных двигателей приходится иметь дело все большему числу работников советской авиации.

В связи со столь быстрым внедрением в авиацию реактивных двигателей возникает необходимость в создании учебной литературы по реактивным двигателям и, в частности, книги по теории реактивных двигателей, которая освещала бы основы этой теории и была бы доступна для младшего технического состава работников советской авиации.

Указанным целям и служит настоящая книга, представляющая расширенное изложение лекций по теории реактивных двигателей, прочитанных автором в 1950 г. работникам Досава.

Назначение книги потребовало от автора при изложении теории реактивных двигателей свести к минимуму математические соотношения, описывающие процессы в реактивных двигателях, и обратить особое внимание на объяснение физической сущности явлений, связанных с протеканием рабочего процесса, и характеристик двигателей.

Книга состоит из семи глав. В первой главе рассматриваются типы и классификация авиационных двигателей, а также приводятся основные параметры, определяющие качества авиационных двигателей. Вторая глава посвящена основам теории ракетных двигателей. В этой главе излагаются основные сведения о работе ракетных двигателей твердого топлива и жидкостных ракетных двигателей. В третьей главе излагаются принцип действия и характеристики прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Четвертая глава посвящена теории турбореактивных двигателей. В этой главе дается описание рабочего процесса турбореактивных двигателей, рассматриваются зависимости силы тяги и удельного расхода



топлива от степени увеличения давления в компрессоре и температуры газов перед турбиной, приводятся скоростные и высотные характеристики двигателей и излагаются основы регулирования турбореактивных двигателей. В пятой главе рассматриваются турбовинтовые двигатели, особенности их работы и их характеристики. Шестая глава посвящена работе и характеристикам двухконтурных турбореактивных двигателей.

Наконец, в седьмой главе дана сравнительная оценка газотурбинных двигателей по удельной тяге и удельному расходу топлива на разных скоростях полета.

Книга не может претендовать на исчерпывающее освещение всех вопросов теории реактивных двигателей в связи с тем, что назначение книги — изложение лишь основных, при этом самых общих, вопросов теории реактивных двигателей.

При составлении книги автором была использована литература, список которой приведен в конце книги. В основном книга составлена по материалам, изложенным в учебнике Н. В. Иноземцева и В. С. Зуева «Авиационные газотурбинные двигатели», Оборонгиз, 1949.

Автор приносит благодарность В. С. Зуеву за ценные указания, сделанные им при просмотре рукописи.

---

## ВВЕДЕНИЕ

Теория реактивных двигателей является в настоящее время самостоятельной дисциплиной, последовательно излагающей разработанные советскими учеными и специалистами теорию, характеристики и регулирование реактивных двигателей, к числу которых относятся рассматриваемые ниже ракетные, прямоточные воздушно-реактивные и газотурбинные двигатели.

Прежде чем перейти к изложению основ теории реактивных двигателей, остановимся на причинах внедрения в авиацию реактивных двигателей и на истории развития теории и конструктивных схем этих двигателей.

До второй мировой войны основным типом авиационного двигателя являлся бензиновый поршневой двигатель. Применялись также в авиации поршневые двигатели с самовоспламенением, которые, однако, имели незначительное распространение.

Бурное развитие авиации во время второй мировой войны и в послевоенные годы привело к созданию реактивных двигателей и резкому увеличению скоростей полета самолетов.

Винто-моторные установки с поршневыми двигателями не могли удовлетворять всем требованиям скоростных самолетов, и на смену поршневым двигателям в скоростной авиации пришли новые двигатели — реактивные.

Внедрение в авиацию реактивных двигателей привело к технической революции в авиации, открывшей новую эру в ее развитии.

Благодаря применению реактивных двигателей резко возросла скорость полета. Если максимальная скорость рекордного самолета с поршневым двигателем в 1934 г. была равной  $709 \text{ км/час}$ , а в 1939 г. —  $755 \text{ км/час}$ , то уже в 1945 г. на самолете с реактивным двигателем был поставлен рекорд скорости в  $976 \text{ км/час}$  и в 1948 г. — в  $1079 \text{ км/час}$ , т. е. скорость полета вследствие применения реактивного двигателя выросла на  $324 \text{ км/час}$ . Таким образом, первое же использо-

вание в авиации реактивного двигателя привело к увеличению скорости полета более чем на 40%.

Реактивные двигатели очень быстро получили большое распространение и в настоящее время стали основными типами авиационных двигателей в скоростной авиации.

Каковы же основные причины затруднений в использовании поршневых двигателей в скоростной авиации и столь быстрого развития и внедрения в авиацию реактивных двигателей?

Для ответа на этот вопрос вспомним, что мощность поршневого двигателя, установленного на обычном (нереактивном) самолете, не зависит от скорости полета, т. е. при всех скоростях полета остается примерно постоянной. Если принять до скорости полета 800 км/час коэффициент полезного действия винта примерно постоянным, то постоянной, не зависящей от скорости полета, будет и тяговая мощность, определяемая формулой:

$$N_T = N_e \cdot \eta_B = \frac{R \cdot V}{75},$$

где  $N_T$  — тяговая мощность в л. с.;

$N_e$  — эффективная мощность поршневого двигателя в л. с.;

$\eta_B$  — к. п. д. винта;

$R$  — сила тяги в кг;

$V$  — скорость полета в м/сек.

При этих условиях сила тяги винто-моторной установки с поршневым двигателем уменьшается с увеличением скорости полета (рис. 1 и 2).

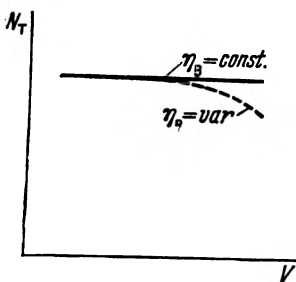


Рис. 1. Характер изменения тяговой мощности винто-моторной установки в зависимости от скорости полета

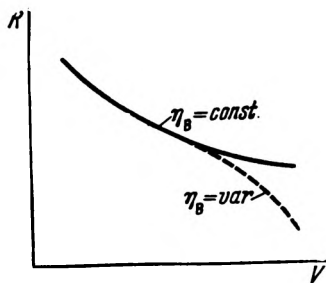


Рис. 2. Характер изменения силы тяги винто-моторной установки в зависимости от скорости полета

С учетом же уменьшения к. п. д. винта по скорости полета тяговая мощность будет уменьшаться, и падение силы тяги по скорости будет еще более сильным (пунктирные кривые на рис. 1 и 2).

С другой стороны, известно, что сопротивление воздуха при полете самолета возрастает с увеличением скорости полета, и для преодоления этого сопротивления двигатель должен развивать на большой скорости полета большую силу тяги и, следовательно, иметь большую мощность.

Например, для получения силы тяги, равной 3000 кг, при скорости полета 1000 км/час (эти цифры близки к данным современных скоростных реактивных самолетов) поршневой двигатель должен развивать мощность:

$$N_e = \frac{R \cdot V}{75 \cdot \gamma_B} = \frac{3000 \cdot 1000 \cdot 1000}{75 \cdot 0,75 \cdot 3600} = 15\,000 \text{ л. с.}$$

Однако получение такой большой мощности в поршневом двигателе потребует создания столь тяжелого и большого по габаритам двигателя, что установить его на самолете окажется невозможным.

В этом и заключается основное затруднение, встретившееся при переходе к большим скоростям полета самолетов, оборудованных поршневыми двигателями.

Это затруднение отпадает при применении реактивных двигателей, отличающихся от винто-моторных установок с поршневыми двигателями по принципу создания силы тяги.

Рассмотрим, как создается тяга на самолете с поршневым двигателем.

Поршневой двигатель приводит во вращение воздушный винт, который своими лопастями захватывает и отбрасывает назад с определенной силой большую массу воздуха.

По закону равенства действия и противодействия такая же сила толкает самолет вперед.

Таким образом, самолет движется благодаря силе реакции отбрасываемой винтом массы воздуха. Эта сила называется силой тяги.

Важной особенностью винто-моторной установки с поршневым двигателем является то, что в этом случае силовая установка самолета состоит из двух элементов — из теплового двигателя, в данном случае поршневого двигателя, создающего работу, необходимую для продвижения самолета, и из движителя, которым в данном случае является винт, с помощью которого за счет мощности двигателя создается сила тяги.

Ввиду того, что в рассмотренной установке воздух отбрасывается не самим двигателем, а специальным движителем, т. е. сила реакции, движущая самолет, приложена не прямо к двигателю, а к движителю, подобные авиационные силовые установки можно назвать двигателями «непрямой реакции».

В отличие от винто-моторных установок с поршневыми двигателями реактивные двигатели представляют собой авиационные двигатели «прямой реакции».

В реактивных двигателях массы газа отбрасываются непосредственно двигателем и, следовательно, сила реакции здесь приложена непосредственно к двигателю. Поэтому реактивные двигатели, т. е. двигатели прямой реакции, не нуждаются в специальном движителе. В данном случае двигатель и движитель соединены в одном агрегате.

Одним из наиболее простых реактивных двигателей является прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Схема этого двигателя для дозвуковых скоростей полета показана на рис. 3.

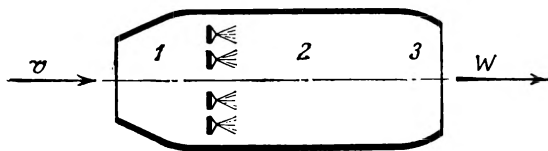


Рис. 3. Схема прямоточного воздушно-реактивного двигателя:  
1 — диффузор; 2 — камера сгорания,  
3 — реактивное сопло

Двигатель представляет собой тонкостенную металлическую трубу, имеющую впереди расширяющийся входной канал — диффузор и сзади сужающееся реактивное сопло.

Средняя часть трубы представляет собой камеру сгорания, в которой происходит сгорание подаваемого форсунками топлива.

При полете в двигатель через переднее отверстие поступает воздух, при этом за счет торможения воздуха, т. е. уменьшения его скорости на входе в двигатель, происходит повышение давления воздуха. Очевидно, чем больше скорость полета, тем больше будет давление воздуха в двигателе.

В камере сгорания в воздух впрыскивается топливо, и образующиеся в результате сгорания горячие газы вытекают из реактивного сопла двигателя в атмосферу. Так как из реактивного сопла вытекают газы, имеющие температуру более высокую, чем температура воздуха, поступающего в двигатель, то скорость истечения  $w$  газов из двигателя больше, чем скорость  $V$  воздуха, поступающего в двигатель.

Таким образом, при протекании через двигатель происходит увеличение скорости воздуха. Вследствие этого возникает реактивное действие отбрасываемой массы воздуха (газа) и создается реактивная сила, толкающая двигатель вперед.

Из изложенного видно, что сила реакции приложена непосредственно к двигателю, который одновременно является и тепловым двигателем, создающим необходимую для пере-

движения самолета работу, и двигателем, с помощью которого создается требуемая сила тяги.

Такие двигатели являются двигателями «прямой реакции» и называются реактивными.

Так как в рассматриваемом реактивном двигателе с увеличением скорости полета через двигатель проходит большее количество воздуха, т. е. увеличивается количество отбрасываемой двигателем массы воздуха, то сила реакции (сила тяги) такого двигателя растет с увеличением скорости полета, благодаря чему увеличивается по скорости полета и тяговая мощность двигателя (рис. 4 и 5).

Если рассмотреть работу других типов реактивных двигателей, например, ракетных и турбореактивных, то, как будет видно из дальнейшего, и в этих двигателях сила тяги не уменьшается с увеличением скорости полета, как это имеет



Рис. 4. Характер изменения силы тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от скорости полета

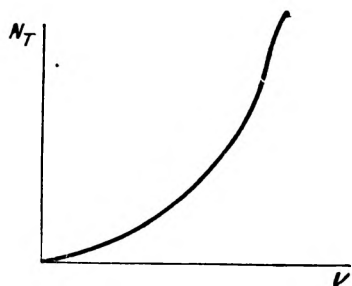


Рис. 5. Характер изменения тяговой мощности прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от скорости полета

место в винто-моторных установках с поршневыми двигателями.

В этом заключается основное отличие реактивных двигателей от винто-моторных установок с поршневыми двигателями. Отмеченная особенность реактивных двигателей вместе с более простой конструкцией и меньшим весом и габаритами этих двигателей делает их пригодными для работы в условиях больших скоростей полета.

Этим преимуществам реактивных двигателей в настоящее время противопоставляется их главный недостаток — относительно большие расходы топлива, т. е. меньшая экономичность, чем поршневых двигателей.

Однако следует иметь в виду, что с каждым годом реактивные двигатели совершенствуются и экономичность их по-



вышается. Кроме этого, экономичность реактивных двигателей повышается с увеличением скорости полета. Поэтому следует ожидать, что в ближайшее время и по экономичности реактивные двигатели сравняются и даже опередят винто-моторные установки с поршневыми двигателями.

В настоящее время реактивные двигатели, в частности турбореактивные, получили в авиации большое распространение и для современных скоростных самолетов стали основными типами авиационных двигателей. В дальнейшем с повышением скорости полета реактивные двигатели будут играть в авиации еще большую роль.

Огромное развитие реактивные двигатели получили в нашей стране.

Над развитием авиационной реактивной техники у нас в тесном содружестве работают ученые, конструкторы, летчики и работники заводов. Создавая новую авиационную технику, они укрепляют обороноспособность нашей страны, способствуют внедрению во все отрасли народного хозяйства новейших достижений советской науки и техники, направляя науку и технику на службу советскому народу, строящему под руководством большевистской партии коммунистическое общество.

В нашей стране в условиях социалистического общества, при наличии содружества между учеными и работниками промышленности теория непосредственно связана с практикой, и теоретические изыскания и исследования советских ученых и научно-исследовательских учреждений направлены на решение практических задач, стоящих перед работниками заводов.

В развитии реактивной и ракетной техники выдающуюся роль сыграли русские ученые, специалисты и изобретатели, заложившие основы теории реактивного движения, впервые разработавшие конструкции различных реактивных двигателей и своими работами на много лет опередившие в этой области заграничную науку и технику.

Большое значение для развития ракетной техники имели работы крупнейшего представителя русской научной артиллерийской школы середины XIX века К. И. Константинова.

Наряду с практическими опытами по разработке боевых ракет Константинов глубоко изучил и продвинул далеко вперед теорию ракетного дела.

Труд Константинова «О боевых ракетах» получил широкую известность в России и за рубежом и в течение долгого времени являлся ведущим в области ракетного дела.

Основы теории реактивных двигателей были заложены в трудах великого русского ученого Н. Е. Жуковского.

В своей статье «О реакции вытекающей и втекающей жидкости», опубликованной в 1882 г., Н. Е. Жуковский впервые вывел формулу для определения силы реакции струи жидкости, вытекающей из движущегося сосуда.

В дальнейших своих работах «О реакции вытекающей и втекающей жидкости» (1886 г.) и «К теории судов, приводимых в движение силой реакции вытекающей воды» (1908 г.) Н. Е. Жуковский проводит подробное исследование реакции истекающей жидкости, выводит формулу для определения коэффициента полезного действия струи.

Таким образом, Н. Е. Жуковский первый разработал основные теоретические вопросы реактивных двигателей и по праву является основоположником теории реактивных двигателей.

Важные теоретические исследования полета ракеты произвел в 1897 г. известный русский профессор механики И. В. Мещерский.

И. В. Мещерский впервые установил теоретические зависимости скорости полета и пройденного ракетой пути от скорости истечения газов, сопротивления воздуха, силы притяжения и запаса горючего. Работы Мещерского о реактивных способах движения и поныне считаются одними из лучших в мировой литературе.

Огромны заслуги в деле теоретического обоснования реактивного движения и разработки ракетных аппаратов выдающегося русского ученого и изобретателя К. Э. Циолковского, являющегося основоположником теории ракетных полетов. Первые работы Циолковского в этой области относятся к 1892 г. В 1903 г. Циолковский опубликовал работу под названием «Исследование мировых пространств реактивными приборами», которая является первым в мире научным трудом о космических путешествиях с помощью ракетных кораблей.

Циолковский впервые выдвинул научную теорию полета ракеты и обосновал возможность применения ракетных аппаратов для межпланетных сообщений; он первый разработал схему жидкостного ракетного двигателя, использующего в качестве компонентов горючей смеси жидкое топливо и жидкий кислород, и обосновал преимущества подобного реактивного двигателя при полете на больших высотах.

Работы К. Э. Циолковского в области ракетных полетов являются глубокими исследованиями, положившими начало новой науке о реактивном движении. Труды К. Э. Циолковского стали классическими и приобрели мировую известность.

Научные заслуги Циолковского в области ракетной техники высоко оценены товарищем Сталиным.

Товарищ Сталин назвал Циолковского «знаменитым деятелем науки».

Циолковский разрабатывал не только проблемы далекого будущего, связанные с космическими полетами, но и занимался вопросами ближайшего развития авиации. Ему принадлежит пророческое утверждение о том, что «за эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных». Это утверждение великого русского ученого, в правильности которого мы сейчас убеждаемся, было сделано тогда, когда еще ни один реактивный самолет не поднимался в небо и когда в большинстве стран к идее создания реактивного самолета относились, как к утопической затее.

Наиболее плодотворно деятельность Циолковского в области ракетной техники развернулась в годы советской власти, когда ученому были созданы все необходимые условия для успешной научной и практической работы. В этот период К. Э. Циолковский создал выдающиеся работы в области реактивного движения. К их числу относятся: «Реактивный аэроплан» (1930 г.), «Ракетоплан» (1930 г.), «Стратоплан полуреактивный» (1932 г.), «Реактивное движение» (1932 г.) и др. Циолковский стал главой советской ракетной школы, идейным вдохновителем большой группы советских ученых, обеспечивающих своими работами советской науке ведущую роль в области дальнейшего развития ракетной техники.

Большой вклад в теорию воздушно-реактивных двигателей внес советский ученый, лауреат Сталинской премии, член-корреспондент Академии наук СССР профессор Б. С. Стечкин. Опубликованная им в 1929 г. работа «Теория воздушно-реактивного двигателя» явилась первым в мировой литературе научным трудом в этой области и легла в основу создания теории воздушно-реактивных двигателей и их расчета. Все дальнейшие работы по теории воздушно-реактивных двигателей являются развитием основных положений, выдвинутых Б. С. Стечкиным. Поэтому Б. С. Стечкина по праву следует считать основоположником современной теории воздушно-реактивных двигателей.

В области теории и расчета авиационных газовых турбин, являющихся важнейшим элементом современных воздушно-реактивных двигателей, большое значение имеют работы советского ученого, профессора В. В. Уварова, по исследованию высокотемпературной газовой турбины, расчету турбинных лопаток, их профилированию и охлаждению и др.

Для современного развития теории авиационных двигателей исключительно важное значение имеют научные и опытные работы советских научных учреждений и выдающихся советских авиаконструкторов, лауреатов Сталинской премии академика А. А. Микулина, члена-корреспондента Академии наук СССР В. Я. Климова, А. М. Люлька и других, трудами которых определяются в настоящее время перспективы дальнейшего развития авиационных двигателей.

Ведущее место принадлежит русским ученым и специалистам и в создании различных конструктивных схем авиационных реактивных двигателей.

В настоящее время к числу реактивных двигателей, имеющих практическое значение, относятся ракетные двигатели твердого и жидкого топлива и воздушно-реактивные двигатели — прямоточные, пульсирующие и газотурбинные двигатели, которые в свою очередь разделяются на турбореактивные, турбовинтовые и двухконтурные двигатели.

Принципиальные схемы большинства перечисленных реактивных двигателей были разработаны и предложены русскими учеными и специалистами и, следовательно, являются русскими изобретениями.

Принцип действия пороховых ракет был известен очень давно: еще во времена Петра I пороховые ракеты, разработанные русскими мастерами, применялись в качестве боевого оружия.

Принципы использования пороховой ракеты в качестве авиационного двигателя для создания силы тяги летательного аппарата были впервые разработаны только в XIX веке.

Приоритет в этих разработках принадлежит русской науке и связан с именем революционера-народовольца Н. И. Кибальчича, приговоренного царским правительством к смертной казни за участие в покушении на Александра II в 1881 г.

Находясь в заключении, Кибальчич разработал проект летательного аппарата с ракетным двигателем, который следует рассматривать как первый в мире проект управляемого реактивного летательного аппарата.

В качестве двигательной установки летательного аппарата Кибальчичем был предложен ракетный двигатель, в котором, по мысли автора, в качестве горючего должен был применяться медленно горящий порох, спрессованный в виде ряда цилиндрических шашек. Полет летательного аппарата должен был осуществляться под действием реакции струи газов, образующихся при горении пороха в двигателе.

После казни Кибальчича его проект пролежал в делах департамента полиции 36 лет и был опубликован только после Великой Октябрьской революции.

Идея Кибальчича получила практическое осуществление в современных пороховых ракетных двигателях.

Пороховой ракетный двигатель не нашел применения в качестве самостоятельного авиационного двигателя. Объясняется это тем, что пороховой ракетный двигатель имеет весьма ограниченное время работы, определяемое временем сгорания пороха. Кроме того, регулирование тяги такого двигателя весьма затруднительно.

Однако в настоящее время пороховые ракеты получили широкое распространение в артиллерии в качестве реактив-

ных снарядов. В авиации пороховые ракетные двигатели применяются в качестве стартовых устройств, обеспечивающих или облегчающих взлет самолетов и летательных аппаратов.

Русским изобретением являются также жидкостные ракетные двигатели.

Жидкостные ракетные двигатели работают по тому же принципу, что и ракетный двигатель твердого топлива.

Разница заключается лишь в том, что в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя сгорает не твердое топливо (порох), содержащее в себе необходимый для горения кислород, а жидкое топливо и жидкий окислитель, которые непрерывно подаются в камеру сгорания насосами или с помощью сжатого газа.

Благодаря этому время работы жидкостного ракетного двигателя не ограничено столь жестко, как у порохового ракетного двигателя, и определяется запасами топлива и окислителя, находящимися на самолете.

Кроме того, жидкостный ракетный двигатель позволяет осуществлять многократные запуски и допускает регулировку силы тяги путем изменения расхода смеси.

Впервые схема ракетного двигателя жидкого топлива была разработана Циолковским в 1903 г.

Двигатель Циолковского содержит все основные элементы современного жидкостного ракетного двигателя: подачу компонентов горючей смеси под давлением, охлаждаемую камеру сгорания, расширяющееся реактивное сопло, и представляет собой прототип современных жидкостных ракетных двигателей.

К числу русских изобретений относятся многие типы воздушно-реактивных двигателей. Идея создания воздушно-реактивного двигателя для передвижения летательных аппаратов была выдвинута впервые в России.

Еще в 1849 г. военный инженер Третесский предложил использовать реактивную струю воздуха или газа для перемещения аэростата. В 1866 г. М. Н. Соковнин, разрабатывая эту идею дальше, предложил сконструировать двигатель, в котором сила тяги создавалась реакцией отбрасываемого воздуха или газа, как это имеет место во всех современных воздушно-реактивных двигателях.

Поэтому проект двигателя, разработанный Соковниным, следует рассматривать как прототип применяемых сейчас воздушно-реактивных двигателей.

В 1906 г. русский инженер В. В. Караводин предложил схему газовой турбины с пульсирующей камерой сгорания, по принципу действия которой в настоящее время работают пульсирующие воздушно-реактивные двигатели.

В двигателе Караводина продукты сгорания, образующиеся в камере сгорания, направлялись из камеры к лопаткам

турбины по длинным трубам. Вследствие инерции газовой струи при выпуске продуктов сгорания в камере создается разрежение, благодаря чему под давлением атмосферы открываются впускные клапаны и в камеру всасывается рабочая смесь.

После сгорания свежей смеси в камере продукты сгорания опять направлялись в длинную трубу, и цикл повторялся.

Изобретение Караводина полностью было использовано немцами во время второй мировой войны при создании двигателя для самолета-снаряда V-1.

В двигателе немецкого самолета-снаряда, построенном более чем через 35 лет после изобретения Караводина, не только был применен разработанный Караводиным пульсирующий принцип действия, но и были повторены конструктивные узлы и расчетные величины, предложенные русским изобретателем.

Недостатком прямоточных воздушно-реактивных двигателей является их низкая экономичность вследствие незначительного повышения давления воздуха в диффузоре двигателя при дозвуковых скоростях полета. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели, кроме того, не могут развивать тягу на старте.

Для увеличения сжатия воздуха перед камерой сгорания и получения тяги на старте в воздушно-реактивных двигателях применяются компрессоры, которые приводятся в действие или обычным поршневым мотором, или газовой турбиной. В соответствии с этим такие двигатели называются или мотокомпрессорными, или турбокомпрессорными воздушно-реактивными двигателями.

Родиной этих реактивных двигателей является Россия.

Мотокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель был впервые предложен и разработан русским инженером Гороховым в 1911 г.

Двигатель Горохова состоял из мотора, приводящего в движение два компрессора, двух камер сгорания с золотниками, в которых происходило сгорание при постоянном объеме подаваемого форсунками топлива, и реактивных сопел, через которые продукты сгорания выбрасывались наружу и создавали реактивную тягу. Таким образом, Горохов не только изобрел схему мотокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя, но и впервые предложил осуществлять в реактивном двигателе процесс сгорания при постоянном объеме.

Как известно, подобные двигатели за границей были разработаны значительно позже.

В современной скоростной авиации наибольшее значение приобрели воздушно-реактивные двигатели с сжатием воздуха в компрессоре, приводимом в движение с помощью газо-



вой турбины, т. е. турбокомпрессорные воздушно-реактивные, или, сокращенно, турбореактивные двигатели.

Схема турбореактивного двигателя впервые была предложена русским инженером Герасимовым еще в 1909 г.

Двигатель Герасимова состоит из камеры сгорания, газовой турбины и компрессора и по принципу действия представляет собой первый реактивный авиационный двигатель турбокомпрессорного типа. Этот двигатель и является прототипом современных турбореактивных двигателей.

В развитии авиационных газотурбинных двигателей большую роль сыграло предложение советского инженера Базарова (1924 г.).

Важнейшим изобретением Базарова является разделение камеры сгорания на зону горения и зону смещения, благодаря чему оказалось возможным получить перед газовой турбиной относительно низкую температуру газа при высоких скоростях сгорания.

Предложение Базарова, обеспечивающее устойчивое сгорание топлива в камере двигателя и надежную работу турбинных лопаток, лежит в основе работы всех современных газотурбинных двигателей.

Только через 10 лет после советского изобретения был запатентован в Англии турбореактивный двигатель Уиттля, в котором повторялся принцип действия, разработанный Базаровым.

К числу русских изобретений относятся и турбовинтовые двигатели, в которых основным движителем, создающим силу тяги самолета, является винт, приводимый в движение газовой турбиной.

Впервые схема турбовинтового двигателя была предложена в 1914 г. русским лейтенантом флота М. Никольским.

Двигатель Никольского имел камеру сгорания, в которой сжигались жидкие компоненты горючей смеси. Продукты сгорания из камер направлялись на лопатки трехступенчатой газовой турбины, с помощью которой приводился в движение воздушный винт.

Турбовинтовые двигатели, прототипом которых является двигатель Никольского, в настоящее время приобретают значение самостоятельных авиационных двигателей на относительно небольших скоростях полета.

К числу газотурбинных двигателей относятся также двухконтурные турбореактивные двигатели, в которых вместо винта применяется низконапорный компрессор, помещенный во втором (внешнем) контуре и приводимый во вращение газовой турбиной. Автором двухконтурной схемы турбореактивного двигателя является известный советский авиаконструктор А. М. Люлька.

Приведенные фактические материалы о развитии реактивных двигателей показывают, что в области разработки схем и конструкций реактивных двигателей работы отечественных ученых и специалистов занимают ведущее место. Приоритет отечественной науки и техники в создании реактивных двигателей является очевидным и бесспорным.

Быстрыми темпами идет развитие и дальнейшее усовершенствование реактивной техники в нашей стране.

Огромные усилия партии Ленина — Сталина, Советского правительства и всего советского народа по созданию отечественной авиационной промышленности, исключительная забота товарища Сталина о развитии авиации позволили за годы сталинских пятилеток осуществить строительство мощного советского Воздушного флота и превратить Страну Советов в великую авиационную державу.

Передовая роль отечественных ученых в разработке авиационной науки и ведущее место, занимаемое советским Воздушным флотом в мировом развитии авиации, обеспечили нашей стране приоритет в создании реактивной авиации. Еще в начале Великой Отечественной войны советские конструкторы создали первый в мире реактивный самолет, а в 1942 г. советский летчик К. Я. Бахчиванджи совершил первый в мире полет на реактивном самолете с жидкостным ракетным двигателем.

В 1947 г. впервые в истории авиации полковник Полунин продемонстрировал фигуры высшего пилотажа на реактивном самолете конструкции Яковлева, а группа советских летчиков под командованием полковника Храмова осуществила групповой высший пилотаж на реактивных самолетах.

Эти факты свидетельствуют о том, что родиной авиационной реактивной техники и реактивного полета является наша Советская страна и что техническая революция в авиации, открывшая новую эру в ее развитии, была совершена советскими людьми.

Достижения советских ученых в области газовой динамики, теории лопаточных машин, горения, регулирования, а также успех отечественной металлургии обеспечивают в нашей стране разработку новых мощных и наиболее совершенных по удельным параметрам реактивных двигателей.

Советские конструкторы создают реактивные двигатели для лучшего в мире советского Воздушного флота.

## ГЛАВА I

# ТИПЫ СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПАРАМЕТРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ИХ КАЧЕСТВА

### § 1. Классификация авиационных двигателей

В современной авиации применяются самые разнообразные типы силовых установок, представляющих собой сочетание теплового двигателя и собственно движителя.

В тепловом двигателе происходит преобразование тепловой энергии, выделяющейся при сгорании топлива, в механическую работу, а с помощью движителя, в котором полученная в тепловом двигателе механическая работа затрачивается на приращение кинетической энергии отбрасываемых масс рабочего тела, происходит перемещение летательного аппарата.

В качестве наглядного примера такого сочетания теплового двигателя и движителя в авиационной силовой установке можно привести обычную винто-моторную установку с поршневым двигателем (рис. 6).

В этой установке тепловым двигателем является поршневой мотор, в котором выделяющееся при сгорании топлива тепло превращается в механическую работу на валу, затрачиваемую на приведение в движение винта. Движителем рассматриваемой установки, создающим тягу самолета, является винт, с помощью которого полезная работа теплового двигателя преобразуется в приращение кинетической энергии рабочего тела — воздуха, отбрасываемого винтом ( $w_{II} > V$ ).

По характеру рабочего процесса и конструктивным схемам современные авиационные силовые установки весьма разнообразны.

В некоторых из них, как и в винто-моторных установках, тепловой двигатель и движитель не совмещены в одном агрегате. В этом случае рабочее тело, участвующее в тепловом процессе двигателя, не является одновременно и рабочим

телом движителя. Здесь тепловой двигатель служит лишь приводом для движителя. Такие установки можно назвать винтовыми установками.

В других авиационных установках тепловой двигатель и

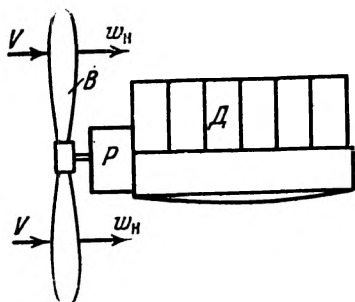


Рис. 6. Схема винтового двигателя:

Д — двигатель; В — винт; Р — редуктор



Рис. 7. Схема ракетного двигателя

двигатель совмещены в одном агрегате. В этом случае рабочее тело теплового двигателя является в то же время и рабочим телом движителя. Ярким примером такой силовой авиационной установки является ракетный двигатель (рис. 7). Эта силовая установка состоит из одного общего агрегата — ракетного двигателя — с одним рабочим телом. В таком двигателе происходит непосредственное преобразование тепла в кинетическую энергию истечения рабочего тела, которая и создает силу тяги летательного аппарата. Такие установки можно назвать реактивными установками.

Наконец, существуют авиационные силовые установки, в которых тепловой двигатель и движитель совмещены в одном агрегате лишь частично; кроме движителя, совмещенного в одном агрегате с тепловым двигателем, такие установки имеют и самостоятельный движитель, приводимый в движение тепловым двигателем.

Примером подобной установки является турбовинтовой двигатель, в котором сила тяги создается как вследствие приращения кинетической энергии рабочего тела, выбрасываемого из сопла двигателя ( $w > V$ ), так и вследствие приращения кинетической энергии воздуха, отбрасываемого винтом ( $w_n > V$ ) — движителем (рис. 8). Такие установки можно назвать смешанными или винто-реактивными.

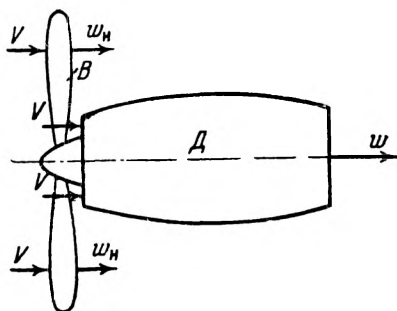


Рис. 8. Схема смешанного (винто-реактивного) двигателя:

Д — двигатель; В — винт

Так как на самолете тепловой двигатель и движитель представляют единую двигательную установку, а во многих случаях тепловой двигатель и движитель даже совмещены в одном агрегате, то в дальнейшем сочетание теплового двигателя и движителя на самолете мы будем называть авиационным двигателем. Теперь ясно, что под этим названием понимается установка, в которой происходит преобразование тепловой энергии в механическую и которая служит для образования тягового усилия.

Таким образом, в соответствии с изложенным выше современные авиационные двигатели можно разделить на три группы:

1. Винтовые.
2. Реактивные.
3. Смешанные (винто-реактивные).

Примером винтового авиационного двигателя, как уже указывалось, является поршневой двигатель, соединенный с винтом. При отсутствии реактивных патрубков поршневой двигатель служит только для привода движителя — винта, и вся установка становится «чисто винтовой».

Винтовым авиационным двигателем является также реактивный винт, у которого струя газов, истекающая из лопастей винта и приводящая его во вращение, лежит в плоскости вращения винта.

Известным уже примером реактивных авиационных двигателей является ракетный двигатель. К числу реактивных авиационных двигателей относятся также прямоточные воздушно-реактивные двигатели, турбореактивные двигатели и др. В этих двигателях преобразование тепловой энергии в кинетическую энергию продуктов сгорания происходит в тепловом двигателе, рабочие поверхности которого одновременно являются и рабочими поверхностями движителя, а рабочее тело теплового двигателя является также и рабочим телом движителя.

К числу смешанных авиационных двигателей, помимо турбовинтового двигателя, относятся также двухконтурные турбореактивные двигатели и др. В этих двигателях тяга создается частично в результате реакции выходящей струи рабочего тела теплового двигателя и частично — под действием реакции отбрасываемых масс рабочего тела движителя.

Деление авиационных двигателей на винтовые, реактивные и смешанные (винто-реактивные) является условным. Однако в связи с тем, что характеристики авиационных двигателей в значительной степени зависят от того, в какой мере рабочее тело теплового двигателя является одновременно и рабочим телом движителя, это деление оказывается целесообразным.

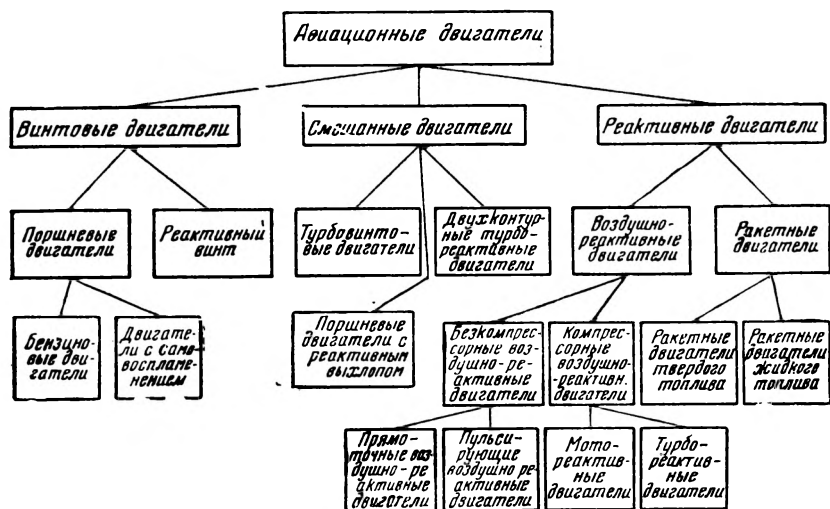


Рис. 9. Классификация основных типов авиационных двигателей

В соответствии с разделением всех авиационных двигателей на указанные выше три группы на рис. 9 приведена классификация основных типов авиационных двигателей. Приведенная схема не исчерпывает всех возможных вариантов авиационных силовых установок, особенно в отношении различных комбинированных схем, но вместе с тем охватывает все основные типы авиационных двигателей, применяемых в авиации или имеющих принципиальное значение. Схема на рис. 9 указывает также на значительное распространение в современной авиации реактивных двигателей.

В рассматриваемой схеме к числу винтовых авиационных двигателей отнесены поршневые двигатели и реактивный винт. Основными типами винтовых авиационных двигателей в настоящее время являются винтовые установки с бензиновыми поршневыми двигателями. В современной авиации эти двигатели сохраняют пока значение для самолетов с относительно малыми скоростями полета, однако и в этой области применения с поршневыми двигателями могут конкурировать турбовинтовые двигатели, получающие сейчас распространение.

Следует отметить, что современные авиационные установки с поршневыми двигателями снабжаются реактивными патрубками или другими устройствами, создающими дополнительную



реактивную тягу. Поэтому поршневые двигатели правильнее отнести к смешанным авиационным двигателям.

Реактивные двигатели делятся на две большие группы. К первой группе относятся ракетные двигатели, представляющие собой реактивные двигатели, работающие на топливе и окислителе, которые транспортируются вместе с двигателем.

Термин «ракетный» применительно к реактивным двигателям не определяет типа летательного аппарата, на котором двигатель устанавливается, а только подчеркивает, что такой двигатель работает на горючем, оба компонента которого — топливо и окислитель — находятся на летательном аппарате.

Ракетные двигатели подразделяются на ракетные двигатели твердого топлива и ракетные двигатели жидкого топлива.

Ракетные двигатели твердого топлива работают на твердом горючем, обычно на порохе. В авиации эти двигатели применяются в качестве стартовых ракет.

Ракетные двигатели жидкого топлива, или жидкостные ракетные двигатели, работают на горючей смеси, состоящей из жидкого топлива и жидкого окислителя. Жидкостные ракетные двигатели находят применение в авиации как самостоятельные двигатели, в качестве вспомогательных стартовых двигателей, а также в качестве ускорителей при необходимости кратковременного увеличения скорости полета.

Ко второй группе реактивных двигателей относятся воздушнореактивные двигатели, принципиальное отличие которых от ракетных двигателей заключается в том, что в воздушно-реактивных двигателях окислителем для сгорания топлива является кислород, находящийся в воздухе, поступающем в двигатель из окружающей среды.

Воздушно-реактивные двигатели подразделяются на бескомпрессорные и компрессорные. В бескомпрессорных воздушно-реактивных двигателях поступающий в двигатель воздух сжимается за счет динамического напора; эти двигатели не имеют компрессоров для сжатия воздуха, приводимых в движение каким-либо тепловым двигателем. К числу подобных двигателей относятся прямоточные воздушно-реактивные двигатели и пульсирующие воздушно-реактивные двигатели.

Отличительной особенностью пульсирующих двигателей является прерывный процесс сгорания, в то время как в прямоточных воздушно-реактивных двигателях процесс сгорания осуществляется непрерывно. Осуществление прерывного процесса сгорания достигается в пульсирующих двигателях с помощью клапанного или золотникового распределения, отделяющего камеру сгорания от входного диффузора двигателя в период сгорания. В результате такой конструктивной схемы истечение газов из сопла пульсирующего двигателя имеет пре-

рывистый характер, а потому и тяга по времени не имеет постоянного значения. В связи с этим такие двигатели и называются пульсирующими.

В прямоточных двигателях при непрерывном сгорании процесс истечения газов из сопла происходит также непрерывно и тяга двигателя на данном режиме имеет по времени постоянное значение.

Как будет видно из дальнейшего, прямоточные воздушно-реактивные двигатели обладают удовлетворительными характеристиками только на очень больших скоростях полета, значительно превышающих скорость звука. Поэтому в настоящее время эти двигатели еще не получили широкого применения. Однако в дальнейшем, при переходе на большие скорости полета и при условии положительного решения вопроса старта, прямоточные воздушно-реактивные двигатели приобретут значение самостоятельных авиационных двигателей.

Компрессорные воздушно-реактивные двигатели представляют собой воздушно-реактивные двигатели, в которых, помимо динамического сжатия, происходит сжатие воздуха в компрессоре. В зависимости от типа теплового двигателя, с помощью которого приводится в действие компрессор, компрессорные воздушно-реактивные двигатели делятся на мотореактивные и турбореактивные двигатели.

В мотореактивных двигателях компрессор приводится в действие поршневым мотором. Мотореактивные двигатели не получили распространения и в настоящее время не применяются.

В турбореактивных двигателях компрессор для сжатия поступающего в двигатель воздуха приводится в действие газовой турбиной, основным преимуществом которой является возможность развивать большие мощности при малых габаритах и весе.

Для скоростной авиации турбореактивные двигатели в настоящее время приобретают значение основных двигателей.

К третьей группе авиационных двигателей—смешанных—относятся два типа двигателей. Первым является турбовинтовой двигатель, в котором для привода в движение винта используется газовая турбина. По сравнению с обычными винто-моторными установками с поршневыми двигателями турбовинтовые двигатели отличаются меньшим весом и в настоящее время получают все большее и большее распространение.

Вторым смешанным двигателем является двухконтурный турбореактивный двигатель, отличающийся от обычных турбореактивных двигателей наличием второго контура с низконапорным компрессором, представляющим собой высокооборотный винт, заключенный в туннель.

Как будет видно из дальнейшего, при отсутствии сгорания во внешнем контуре перед соплом двухконтурные двигатели занимают по экономичности промежуточное положение между гурбореактивными и турбовинтовыми двигателями. Эти двигатели в настоящее время не получили распространения.

Однако при наличии сгорания во внешнем контуре на больших скоростях полета двухконтурные двигатели могут приобрести значение самостоятельных двигателей и получить распространение.

Как уже указывалось, к числу смешанных двигателей следует отнести и современные винто-моторные установки с поршневыми двигателями, так как в настоящее время эти установки снабжены, как правило, реактивными патрубками, создающими дополнительную реактивную тягу. В связи с этим на схеме классификации двигателей такие двигатели отнесены к смешанным.

Из приведенного краткого обзора типов современных авиационных двигателей видно, что из реактивных и винто-реактивных двигателей в настоящее время имеют практическое значение ракетные, прямоточные воздушно-реактивные, гурбореактивные, турбовинтовые и двухконтурные двигатели.

Поэтому основы теории этих двигателей и рассматриваются в настоящей книге.

## § 2. Сила тяги реактивных двигателей

Перемещение летательных аппаратов и кораблей осуществляется с помощью движущей силы, которую называют силой тяги, или просто тягой. Величина силы тяги является основной характеристикой авиационного двигателя.

Устройство, создающее необходимую для движения силу тяги, называется движителем. Весьма распространенным типом движителя является винт, широко применяемый в авиации и кораблестроении.

Во всех случаях передвижения летательных аппаратов и кораблей процесс образования движущей силы—силы тяги—определяется взаимодействием рабочего тела с рабочими поверхностями движителя. Это взаимодействие физически проявляется как давление со стороны рабочего тела на рабочие поверхности движителя. Равнодействующая сил давления, просуммированных по всей поверхности движителя, и определяет силу тяги.

Образование тяги можно себе представить как отталкивание рабочих поверхностей движителя от рабочего тела, отбрасываемого поверхностями движителя летательного аппарата. Именно поэтому ракетные двигатели могут создавать тягу в безвоздушном пространстве.

Рабочим телом для таких двигателей, как винт, является обычно воздух или вода.

В ракетных двигателях, сочетающих в одном агрегате и тепловую машину и двигатель, рабочим телом являются продукты сгорания горючей смеси, оба компонента которой (окислитель и топливо) находятся на летательном аппарате.

В воздушно-реактивных двигателях рабочим телом двигателя являются воздух и продукты сгорания.

Вычисление силы тяги путем непосредственного суммирования сил давления по рабочим поверхностям движителя неудобно и сложно. Этого можно избежать, если определять силу тяги косвенным путем с помощью так называемой теоремы импульсов, т. е. закона механики об изменении количества движения материальной системы.

Преимуществом определения силы тяги по теореме импульсов является возможность находить количественный эффект силового взаимодействия между поверхностями твердых тел и потоком газа, исходя только из знания состояния потока на некоторой граничной поверхности, охватывающей область этого взаимодействия.

Напомним, что количеством движения тела называется произведение его массы на скорость, т. е.  $m \cdot w$ , а импульсом силы  $R$  за время  $\tau$  — произведение силы на время ее действия, т. е.  $R \cdot \tau$ .

Закон об изменении количества движения гласит: импульс силы  $R$ , действующей на массу  $m$  в течение времени  $\tau$ , равен изменению количества движения этой массы за тот же период времени.

Не производя подробных выводов, получим выражения для определения силы тяги различных реактивных двигателей.

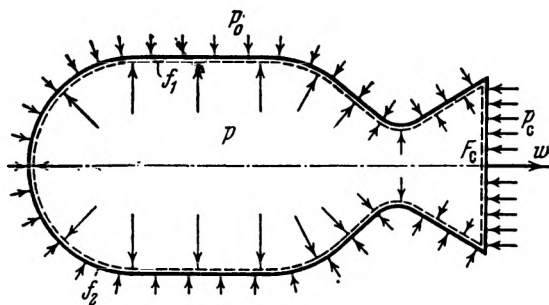


Рис. 10. К определению силы тяги ракетного двигателя

Рассмотрим ракетный двигатель, схема которого изображена на рис. 10. Принцип действия ракетного двигателя заключается в том, что в камере происходит сгорание твердого или жидкого топлива, а образующиеся продукты сгорания с

большой скоростью выбрасываются через реактивное сопло. Сила тяги такого двигателя определяется как результирующая сил давления на внутреннюю  $f_1$  и внешнюю  $f_2$  его поверхности.

В общем случае распределение давления на внешней поверхности двигателя будет зависеть от формы двигателя и условий его обдува.

Чтобы исключить эти факторы из рассмотрения, условимся под силой тяги реактивного двигателя понимать результирующую сил давления по внешней и внутренней его поверхностям, когда давление по всей внешней поверхности постоянно и равно барометрическому давлению окружающей среды.

Применяя теорему импульсов для силы, действующей на внутреннюю поверхность  $f_1$ , и имея в виду, что давление на срезе сопла  $p_c$  может не равняться атмосферному  $p_0$ , получим:

$$R_1 = m \cdot w + F_c p_c$$

или

$$R_1 = \frac{G_{см}}{g} w + F_c p_c,$$

где  $G_{см}$  — секундный расход вытекающей из сопла смеси газов;

$w$  — скорость истечения газов;

$p_c$  — давление в струе газов на срезе сопла;

$F_c$  — площадь выходного сечения сопла.

Давление со стороны окружающего воздуха на внешнюю поверхность  $f_2$  при условии, что давление по всей внешней поверхности постоянно и равно давлению окружающей среды, дает силу  $R_2 = F_c p_0$ , где  $p_0$  — давление окружающей среды. Так как направление силы  $R_2$  противоположно направлению силы  $R_1$ , то общая тяга двигателя

$$R = R_1 - R_2 = \frac{G_{см}}{g} w + F_c (p_c - p_0). \quad (1)$$

Выражение (1) определяет силу тяги ракетного двигателя при условии, что давление в струе на выходе из сопла не равно давлению окружающего воздуха.

В том случае, когда в выходном сечении сопла давление  $p_c = p_0$ , выражение для силы тяги упрощается и принимает вид:

$$R = \frac{G_{см}}{g} w.$$

Получим выражение для силы тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя, принципиальная схема которого изображена на рис. 11.

При полете самолета струя воздуха входит в двигатель. На входе в двигатель происходит уменьшение скорости и повышение давления, после чего воздух поступает в камеру сго-

рания. В последней происходит сгорание впрыскиваемого форсунками топлива, и образующиеся продукты сгорания с большой скоростью выбрасываются через реактивное сопло.

Так же как и для ракетного двигателя, сила тяги прямо-

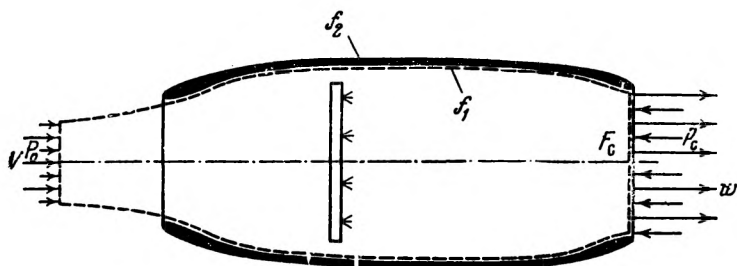


Рис. 11. К определению силы тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя

точного воздушно-реактивного двигателя представляет собой равнодействующую сил давления, действующих на внутреннюю  $f_1$  и внешнюю  $f_2$  его поверхности, при этом давление по всей внешней поверхности считается постоянным и равным давлению окружающей среды.

Так как в прямооточном воздушно-реактивном двигателе перед двигателем воздух имеет скорость  $V$ , а из реактивного сопла выбрасываются продукты сгорания со скоростью  $w$ , то, используя для определения силы тяги двигателя уравнение количества движения, получим:

$$R = \frac{G_r}{g} w - \frac{G_b}{g} V + F_c (p_c - p_0)$$

или

$$R = \frac{G_b}{g} (\beta w - V) + F_c (p_c - p_0), \quad (2)$$

Здесь  $G_r$  — секундный расход продуктов сгорания;

$G_b$  — секундный расход воздуха;

$F_c$  — площадь выходного сечения сопла;

$p_c$  — давление газа в выходном сечении сопла;

$p_0$  — давление окружающей среды.

$$\beta = \frac{G_r}{G_b} = \frac{G_b + G_r}{G_b} = 1 + \frac{1}{\alpha L_0},$$

где  $G_r$  — секундный расход топлива;

$\alpha$  — коэффициент избытка воздуха;

$L_0$  — теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания 1 кг топлива.



При полном расширении газа в сопле, т. е. при  $p_c = p_0$  (расчетное сопло), формула для силы тяги принимает вид:

$$R = \frac{G_B}{g} (3w - V).$$

Выражение для силы тяги турбореактивного двигателя, принципиальная схема которого изображена на рис. 12, очевидно, ничем не должно отличаться от выражения для силы тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

Действительно, турбореактивный двигатель принципиально отличается от прямооточного воздушно-реактивного двигателя только тем, что, помимо сжатия воздуха на входе в двигатель за счет динамического напора, в нем осуществляется дополнительное сжатие воздуха в компрессоре, приводимом в действие с помощью газовой турбины.

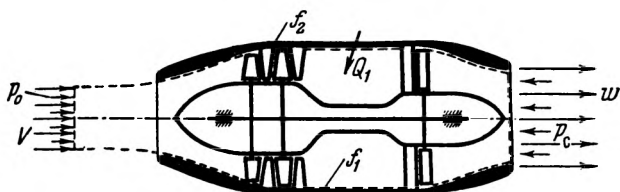


Рис. 12. К определению силы тяги турбореактивного двигателя

Так как по смыслу теоремы импульсов возникновение тяги связано только с изменением количества движения рабочего тела (при давлении на срезе сопла, равном атмосферному), но не с процессами, совершающимися внутри двигателя, то выражения для силы тяги прямооточного и турбореактивного двигателей будут одинаковыми.

В целях получения допустимой для работы турбинных лопаток температуры газа перед турбиной в современных турбореактивных двигателях коэффициент избытка воздуха имеет большое значение ( $\alpha \approx 4$ ), вследствие чего коэффициент  $\beta \approx 1$ , т. е.  $G_B \approx G_F$ .

Поэтому при неполном расширении продуктов сгорания в реактивном сопле сила тяги турбореактивного двигателя найдется из выражения:

$$R = \frac{G_B}{g} (w - V) + F_c (p_c - p_0), \quad (3)$$

а при полном расширении газов по формуле:

$$R = \frac{G_B}{g} (w - V).$$

Следует отметить, что сила тяги турбореактивного двигателя не равна силе тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя, так как при полном расширении в сопле значе-

ния выходных скоростей  $w$  у этих двигателей неодинаковы. Применение турбокомпрессора в турбореактивном двигателе при том же коэффициенте избытка воздуха в камере сгорания приводит к большей скорости истечения  $w$  и соответственно к большей силе тяги. Кроме того, турбореактивный двигатель в отличие от прямоточного воздушно-реактивного двигателя способен развивать тягу на старте.

Перейдем к определению силы тяги двухконтурного турбореактивного двигателя. Этот двигатель отличается от простого турбореактивного двигателя наличием второго (наружного) контура, в котором помещается низконапорный компрессор, приводимый в движение газовой турбиной. Через внешний контур прогоняется дополнительное количество воздуха  $G_H$ , выходящего из сопла со скоростью  $w_H$  (рис. 13).

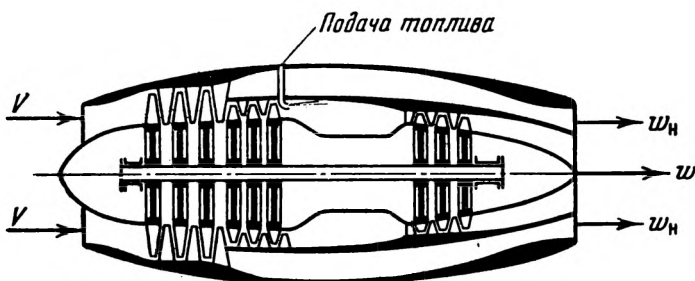


Рис. 13. К определению силы тяги двухконтурного турбореактивного двигателя

Поэтому

$$R = \frac{G_B}{g} (w - V) + F_c (p_c - p_0) + \frac{G_H}{g} (w_H - V) + F_{c.H} (p_{c.H} - p_0) \quad (4)$$

и при полном расширении в соплах

$$R = \frac{G_B}{g} (w - V) + \frac{G_H}{g} (w_H - V),$$

где  $F_{c.H}$  — площадь выходного сечения сопла второго контура;  $p_{c.H}$  — давление в выходном сечении сопла второго контура.

Наконец, для турбовинтового двигателя (рис. 14), в котором сила тяги создается частично винтом, приводимым в действие газовой турбиной, и частично реактивным соплом, через которое выбрасываются продукты сгорания, выражение для определения силы тяги двигателя в полете будет иметь вид (при  $\beta = 1$ ):

$$R = \frac{75 N_H \cdot \tau_B}{V} + \frac{G_B}{g} (w - V) + F_c (p_c - p_0) \quad (5)$$

или при полном расширении газа в сопле:

$$R = \frac{75 N_{\text{н}} \gamma_{\text{в}}}{V} + \frac{G_{\text{в}}}{g} (w - V),$$

где  $N_{\text{н}}$  — мощность, передаваемая на винт в л. с.;  
 $\gamma_{\text{в}}$  — к. п. д. винта.

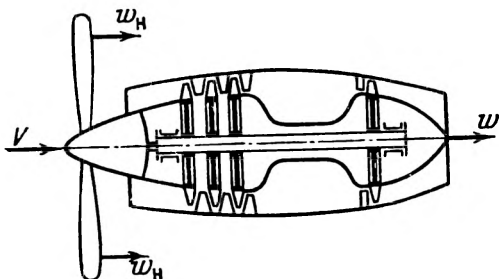


Рис. 14. К определению силы тяги турбовинтового двигателя

### § 3. Основные параметры двигателей

Для определения характеристик различных авиационных двигателей рассмотрим основные параметры, определяющие их качества как тепловых двигателей и как движителей. Следует отметить, что основными характеристиками авиационного двигателя любого типа являются его качества как движителя. В дальнейшем будет показано, что очень часто авиационные двигатели, обладая хорошими данными в качестве тепловых двигателей, оказываются плохими движителями. В связи с этим оценке авиационных двигателей как движителей следует уделить главное внимание.

Основными параметрами, которыми характеризуется авиационный двигатель, являются следующие.

#### 1. СИЛА ТЯГИ

Оценка авиационного двигателя как движителя по величине силы тяги возможна с помощью абсолютных и относительных (удельных) параметров.

К числу таких параметров относятся:

а) Абсолютная сила тяги.

Под абсолютной силой тяги двигателя понимается сила тяги в килограммах, которую может развить двигатель в различных условиях полета, т. е. при различных скоростях полета на разных высотах. Формулы для расчета абсолютной силы тяги различных реактивных двигателей были даны в § 2. Сила тяги является важнейшим параметром реактивного дви-

гателя.

б) Удельная сила тяги  $R_{уд}$ .

Удельной силой тяги называется сила тяги, отнесенная к секундному расходу  $G_{р.т}$  рабочего тела.

Для ракетных двигателей  $G_{р.т} = G_{см}$ , поэтому

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{см}}. \quad (6)$$

Для прямооточных воздушно-реактивных двигателей

$$G_{р.т} = G_r = \beta G_b,$$

поэтому

$$R_{уд} = \frac{R}{\beta G_b}. \quad (7)$$

Для турбореактивных двигателей при  $\beta \approx 1$

$$G_{р.т} = G_r \approx G_b,$$

поэтому

$$R_{уд} = \frac{R}{G_b}. \quad (8)$$

В двухконтурных турбореактивных двигателях  $G_{р.т} = G_b + G_n$ , где  $G_n$  — количество воздуха, проходящего через внешний (наружный) контур. Поэтому для этих двигателей

$$R_{уд} = \frac{R}{G_b + G_n}. \quad (9)$$

Переходя к определению удельной тяги турбовинтовых двигателей, укажем, что под удельной тягой этих двигателей мы будем понимать тягу, отнесенную к расходу воздуха, проходящего только через двигатель, т. е. через в н у т р е н н и й контур. Удельная тяга турбовинтового двигателя, вычисленная как отношение силы тяги ко всему расходу воздуха, включая и винт, в противоположность турбореактивному и двухконтурному двигателям не характеризует габариты двигателя и поэтому не может быть сравниваемой с удельной тягой турбореактивного и двухконтурного двигателей.

В связи с этим выражение для удельной тяги турбовинтового двигателя имеет вид:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_b} \quad (10)$$

где  $G_b$  — расход воздуха через двигатель.

Удельная тяга характеризует степень использования воздуха в двигателе для создания тяги. Чем больше удельная тяга, тем в большей степени воздух, проходящий через двигатель, используется для образования силы тяги.

## 2. ТЯГОВАЯ МОЩНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

Тяговой мощностью называется мощность, затрачиваемая на передвижение летательного аппарата.

Если двигатель развивает силу тяги  $R$  кг, то при скорости полета летательного аппарата  $V$  м/сек тяговая мощность в лошадиных силах найдется из выражения:

$$N_T = \frac{R \cdot V}{75} \text{ л. с.} \quad (11)$$

Тяговая мощность, отнесенная к секундному расходу рабочего тела, называется удельной тяговой мощностью и определяется выражением:

$$N'_T = \frac{N_T}{G_{p.t}} = \frac{R \cdot V}{G_{p.t} \cdot 75} = \frac{R_{уд} \cdot V}{75} \quad (12)$$

## 3. УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА ДВИГАТЕЛЯ

Удельной нагрузкой двигателя называется отношение абсолютной силы тяги или тяговой мощности к площади миделя двигателя, т. е.:

$$R_F = \frac{R}{F_m} \text{ кг/м}^2;$$

или

$$N_{TF} = \frac{N_T}{F_m} \text{ л. с./м}^2, \quad (13)$$

где  $F_m$  — площадь миделя двигателя в  $\text{м}^2$ .

Площадь миделя находится по максимальному диаметру двигателя  $D_m$ :

$$F_m = \frac{\pi D_m^2}{4}$$

Величины  $R_F$  и  $N_{TF}$  характеризуют лобовую нагрузку двигателя. Очевидно, чем больше величины  $R_F$  и  $N_{TF}$ , тем при той же силе тяги или мощности двигатель имеет меньший мидель.

## 4. УДЕЛЬНЫЙ ВЕС ДВИГАТЕЛЯ

Удельным весом двигателя называется отношение веса сухого двигателя с агрегатами к абсолютной силе тяги, или тяговой мощности, т. е.:

$$\left. \begin{aligned} g_{дв} &= \frac{G_{дв}}{R} \text{ кг/кг тяги;} \\ \text{или} \\ g'_{дв} &= \frac{G_{дв}}{N_T} \text{ кг/л. с.,} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

где  $G_{дв}$  — вес сухого двигателя с агрегатами. Удельный вес характеризует весовые данные двигателя.

## 5. УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА

Оценка авиационного двигателя как движителя по экономичности, т. е. по расходу топлива, может быть произведена с помощью следующих удельных параметров.

а) Удельный расход топлива  $C_{уд}$ .

Под удельным расходом топлива  $C_{уд}$  понимается часовой расход топлива, приходящийся на 1 кг развиваемой двигателем тяги, т. е.

$$C_{уд} = \frac{3600 G_T}{R}, \quad (15)$$

где  $G_T$  — секундный расход топлива в кг.

Разделив числитель и знаменатель полученного выражения на секундный расход воздуха  $G_B$  будем иметь:

$$C_{уд} = \frac{\frac{3600 G_T}{G_B}}{R} = \frac{3600 g_T}{R_{уд}}, \quad (16)$$

$$\text{где } g_T = \frac{G_T}{G_B} \quad (17)$$

представляет собой относительный расход топлива, т. е. расход топлива при расходе воздуха  $G_B = 1 \text{ кг/сек.}$

б) Удельный расход топлива по тяговой мощности  $C_T$ .

Под удельным расходом топлива по тяговой мощности  $C_T$  понимается отношение часового расхода топлива к тяговой мощности:

$$C_T = \frac{3600 G_T}{N_T} \text{ кг/л.с. час.} \quad (18)$$

Величины  $C_{уд}$  и  $C_T$  связаны между собой соотношением:

$$C_T = \frac{3600 \cdot G_T}{N_T} = \frac{3600 \cdot G_T \cdot 75}{R \cdot V} = C_{уд} \frac{75}{V}. \quad (19)$$

Так как величина  $C_T$  не может служить критерием экономичности двигателя на старте, где  $V = 0$ , то более удобным параметром, характеризующим экономичность двигателя на всех режимах, является удельный расход топлива  $C_{уд}$ , отнесенный к силе тяги.

Поэтому в дальнейшем большей частью при оценке экономичности авиационных двигателей как движителей мы будем пользоваться величиной  $C_{уд}$ .

## 6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ

К числу параметров, характеризующих эксплуатационные качества авиационных двигателей, относятся:

- а) надежность работы;
- б) приемистость;
- в) срок службы (ресурс);
- г) простота обслуживания;
- д) применяемые сорта топлива и другие.

Перечисленные эксплуатационные параметры играют весьма большую роль при оценке качеств авиационного двигателя.

Поэтому при сравнении и определении преимуществ и недостатков различных авиационных двигателей эксплуатационные параметры должны рассматриваться наравне с техническими качествами двигателя — силой тяги, мощностью, удельным весом и экономичностью двигателя.

## 7. КОЭФИЦИЕНТЫ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

К числу параметров, характеризующих авиационные двигатели как тепловые двигатели и как движители, относятся также коэффициенты полезного действия.

Для авиационного двигателя имеют основное значение три к. п. д. — эффективный, полетный и полный.

Э ф ф е к т и в н ы й к. п. д. оценивает экономичность авиационного двигателя как теплового двигателя, п о л е т н ы й к. п. д. определяет качество авиационного двигателя как движителя и п о л н ы й к. п. д. оценивает экономичность авиационного двигателя в целом как силовой авиационной установки.

Рассмотрим сначала э ф ф е к т и в н ы й к. п. д., характеризующий авиационный двигатель как тепловой двигатель.

В реактивных двигателях эффективный к. п. д. показывает, какая часть теплоты, заключенной в топливе или горючей смеси, расходуется на увеличение кинетической энергии газов, т. е. эффективным к. п. д. называется отношение:

$$\eta_e = \frac{AL_e}{Q_1},$$

где  $AL_e$  — теплота, расходуемая на увеличение кинетической энергии газов;

$Q_1$  — располагаемая теплота топлива или горючей смеси.

Так как в круговых реальных процессах переход одного вида энергии в другой всегда сопровождается потерями (потери в цикле, неполнота сгорания, трение, теплопередача, образование вихрей и пр.), то  $AL_e < Q_1$  и  $\eta_e < 1$ .

Для ракетных двигателей, у которых начальная скорость рабочего тела (окислитель и топливо) равна нулю, величина полезно использующейся теплоты

$$AL_e = AG_{\text{см}} \frac{w^2}{2g},$$

а располагаемое тепло

$$Q_1 = G_{\text{см}} \cdot H_{\text{см}},$$

где  $H_{\text{см}}$  — теплотворная способность смеси.

Таким образом, для ракетных двигателей эффективный к.п.д. определяется выражением:

$$\eta_e = \frac{AG_{\text{см}} \frac{w^2}{2g}}{G_{\text{см}} H_{\text{см}}},$$

откуда

$$\eta_e = \frac{Aw^2}{2gH_{\text{см}}} \quad (20)$$

Для прямоточных воздушно-реактивных двигателей полезная часть теплоты, выделившейся при сгорании топлива, определяется разностью кинетической энергии выходящей из сопла струи газов и входящего в двигатель воздуха, т. е.

$$AL_e = A \left( \frac{G_r w^2}{2g} - \frac{G_B V^2}{2g} \right).$$

Располагаемое тепло

$$Q_1 = G_T H_u,$$

где  $G_T$  — секундный расход топлива;

$H_u$  — теплотворная способность топлива.

Таким образом, для прямоточных воздушно-реактивных двигателей

$$\eta_e = \frac{A \left( \frac{G_r w^2}{2g} - \frac{G_B V^2}{2g} \right)}{G_T H_u}.$$

Так как, согласно предыдущему:

$$G_r = \beta G_B,$$

то

$$\eta_e = \frac{AG_B \left( \beta \frac{w^2}{2g} - \frac{V^2}{2g} \right)}{G_T H_u} \quad (21)$$

Для турбореактивных двигателей, принимая во внимание, что  $\alpha$  велико и  $\beta \approx 1$ , получим:

$$\eta_e = \frac{AG_B \left( \frac{w^2}{2g} - \frac{V^2}{2g} \right)}{G_T H_u} \quad (22)$$

Перейдем к определению полетного к.п.д., который оценивает качества авиационного двигателя как движителя.

Полетным к.п.д. называется отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к приращению кинетиче-



ской энергии рабочего тела, которое имеет место при протекании рабочего тела через двигатель.

Приближенно, пренебрегая величиной кинетической энергии, которой обладает топливо, находящееся на движущемся аппарате, полетный к. п. д. может быть представлен в виде отношения:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{L_{\text{п}}}{L_e} = \frac{R \cdot V}{L_e}.$$

Таким образом, полетный к. п. д. показывает, какая часть приращения кинетической энергии рабочего тела превращается в работу передвижения летательного аппарата, и, следовательно, характеризует качество авиационного двигателя как движителя. Другими словами, полетный к. п. д. указывает, насколько тяговая мощность отличается от эффективной мощности теплового двигателя, т. е.  $\eta_{\text{п}} = \frac{N_{\text{т}}}{N_e}$ .

Для ракетных двигателей выражение для полетного к. п. д. имеет вид:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2wV}{w^2 + V^2} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V^2}{w^2}} \quad (23)$$

Для воздушно-реактивных двигателей полетный к. п. д. определяется по формуле:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2V}{w + V} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V}{w}} \quad (24)$$

Формулы (23) и (24) показывают, что полетный к. п. д. зависит от отношения скоростей  $\frac{V}{w}$ . С увеличением отношения  $\frac{V}{w}$  полетный к. п. д. увеличивается и достигает максимального значения  $\eta_{\text{п}} = 1$  при скорости полета  $V$ , равной скорости истечения газов  $w$ , т. е. при  $\frac{V}{w} = 1$  (рис. 15).

При постоянном значении скорости истечения газов  $w$  полетный к. п. д. увеличивается с увеличением скорости полета (рис. 16). Однако даже при больших скоростях полета полетный к. п. д. реактивных двигателей оказывается низким. Так, для воздушно-реактивных двигателей при скорости полета  $V = 200 \text{ м/сек}$  ( $720 \text{ км/час}$ ) и скорости истечения газов  $w = 500 \text{ м/сек}$  полетный к. п. д.  $\eta_{\text{п}} = 0,57$  (рис. 16), в то время как при этой скорости полетный к. п. д. винтовых двигателей близок к единице.

Зависимость полетного к. п. д. воздушно-реактивных двигателей от скорости истечения газов при постоянной скорости

полета изображена на рис. 17, откуда видно, что с увеличением скорости истечения полетный к. п. д. уменьшается.

Двигателем с наибольшим полетным к. п. д. является обычный винт, у которого скорость отброса воздуха  $w$  близка к скорости полета  $V$ , т. е.  $w \approx V$ . Поэтому для винтовых уста-

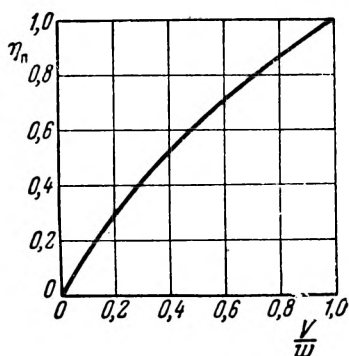


Рис. 15. Изменение полетного к. п. д. воздушно-реактивного двигателя в зависимости от отношения скорости полета к скорости истечения газа

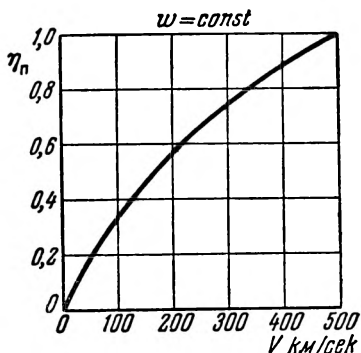


Рис. 16. Изменение полетного к. п. д. воздушно-реактивного двигателя в зависимости от скорости полета при  $w=500$  м/сек = const

новок  $\eta_n \approx 1$ , что в сочетании с хорошим эффективным к. п. д. делает винто-моторные установки весьма экономичными двигателями.

Обратимся к определению полного к. п. д. авиационного двигателя, с помощью которого оценивается экономичность авиационной установки в целом.

Полным к. п. д.  $\eta_0$  авиационного двигателя называется отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к располагаемой теплоте топлива или горючей смеси, т. е.:

$$\eta_0 = \frac{AL_{\Pi}}{Q_1}$$

Таким образом, полный к.п.д. показывает, какая часть всей располагаемой теплоты превращается в полезную работу передвижения, и характеризует экономичность авиационного двигателя в целом.

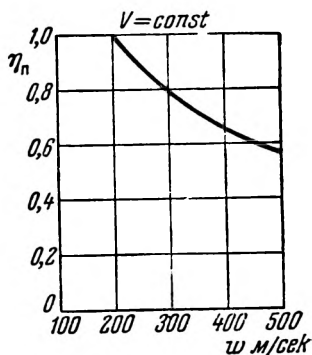


Рис. 17. Изменение полетного к. п. д. воздушно-реактивного двигателя в зависимости от скорости истечения газа при  $V=200$  м/сек = const

Так как работа передвижения

$$L_{\Pi} = R \cdot V,$$

а располагаемая энергия (пренебрегая величиной кинетической энергии, которой обладает топливо, находящееся на движущемся аппарате) определяется из выражения:

$$Q_1 = G_T H_u,$$

то

$$\eta_0 = \frac{ARV}{G_T H_u} \quad (25)$$

(для ракетных двигателей вместо  $G_T$  и  $H_u$  надо брать  $G_{см}$  и  $H_{см}$ ).

Полный к. п. д. можно выразить через удельные параметры двигателя. Так как

$$C_{уд} = \frac{3600 G_T}{R},$$

$$R = \frac{3600 G_T}{C_{уд}},$$

то

$$\eta_0 = \frac{A \cdot 3600 \cdot V}{C_{уд} H_u}.$$

Подставляя значение термического эквивалента работы

$$A = \frac{1}{427} \text{ кал/кгм},$$

получим:

$$\eta_0 = 8,43 \cdot \frac{V}{C_{уд} H_u}. \quad (26)$$

Полный к. п. д. может быть выражен и через скорость истечения газов  $w$ .

Так, для реактивных двигателей, принимая силу тяги (при полном расширении газа в сопле), равной  $R = \frac{G_{см} w}{g}$ , получим

$$\eta_0 = \frac{AG_{см} wV}{gG_{см} H_{см}},$$

откуда

$$\eta_0 = \frac{AwV}{gH_{см}} \quad (27)$$

Полученная формула показывает, что при данной скорости полета  $V$  полный к. п. д.  $\eta_0$  увеличивается с увеличением скорости истечения газов  $w$ .

Для воздушно-реактивных двигателей, принимая силу тяги приближенно равной

$$R = \frac{G_B}{g} (w - V),$$

получим

$$\eta_0 = \frac{AG_B(w-V)V}{gG_T H_u}. \quad (28)$$

Так как авиационный двигатель представляет собой сочетание теплового двигателя и движителя, качества которых определяются соответственно эффективным и полетным к. п. д., то, очевидно, полный к. п. д., характеризующий экономичность авиационного двигателя в целом, может быть представлен в виде произведения эффективного и полетного к. п. д.

Действительно, выражение для полного к. п. д.

$$\eta_0 = \frac{AL_{\Pi}}{Q_1}$$

можно записать в виде

$$\eta_0 = \frac{AL_{\Pi}}{AL_e} \cdot \frac{AL_e}{Q_1}.$$

Отсюда, согласно предыдущему,

$$\eta_0 = \eta_{\Pi} \eta_e. \quad (29)$$

Таким образом, зная полетный и эффективный к. п. д., легко определить полный к. п. д.

В заключение укажем, что при оценке экономичности реактивных двигателей практически удобнее пользоваться не коэффициентами полезного действия, а удельными расходами топлива  $C_{уд}$  или  $C_T$ , так как они оценивают экономичность двигателя непосредственно по величине расхода топлива или горючей смеси, приходящейся на единицу развиваемой двигателем тяги или тяговой мощности. Поэтому в настоящее время при оценке экономичности реактивных двигателей и при сравнении их между собой пользуются главным образом удельными расходами топлива:

$$C_{уд} = \frac{3600 G_T}{R} \quad \text{и} \quad C_T = \frac{3600 G_T}{N_T}.$$

Несмотря на это, определение коэффициентов полезного действия авиационных двигателей является весьма полезным, так как с их помощью можно выяснить картину распределения и использования в двигателе тепловой энергии, выделившейся при сгорании топлива.

## ГЛАВА II

### РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

К числу ракетных двигателей относятся ракетные двигатели твердого топлива и жидкостные ракетные двигатели.

Рассмотрим принципиальные схемы, рабочий процесс, характеристики и особенности этих двигателей.

#### § 4. Ракетные двигатели твердого топлива

Принципиальная схема ракетного двигателя твердого топлива изображена на рис. 18. Основными элементами двигателя являются камера сгорания 1 и реактивное сопло 2.

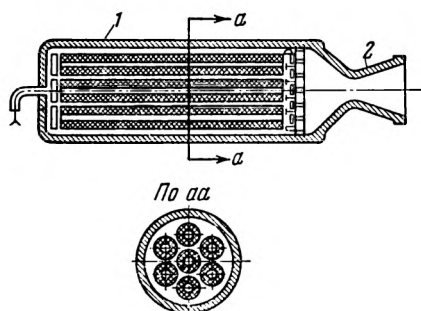


Рис. 18. Принципиальная схема ракетного двигателя твердого топлива: 1 — камера сгорания; 2 — реактивное сопло

Внутри камеры сгорания находится твердое топливо<sup>1</sup>, которым в настоящее время, как правило, являются специальные сорта пороха, спрессованного в виде шашек. Поэтому современные ракетные двигатели твердого топлива по существу представляют собой ракетные пороховые двигатели.

При работе двигателя пороховые шашки удерживаются от проваливания специальной диафрагмой, установленной в нижней части камеры сгорания перед сужением. Воспламенение пороха происходит или от пиропатрона или от накаливаемой электрическим током металлической нити. Образовавшиеся продукты сгорания с большой скоростью выбрасываются через реактивное сопло, создавая силу

<sup>1</sup> В данном случае топливо представляет собой горючую смесь, состоящую из собственно топлива и окислителя. В дальнейшем для простоты эту горючую смесь мы будем называть топливом.

тяги двигателя, направленную в сторону, противоположную истечению газов.

Ввиду отсутствия эффективных методов перезарядки камер сгорания время непрерывной работы современного порохового двигателя определяется временем сгорания пороха и в зависимости от назначения двигателя лежит в пределах от сотых долей секунды до нескольких секунд.

На рис. 19 показаны типичные случаи протекания процесса сгорания в камере сгорания пороховых двигателей ( $p_z$  — давление в камере,  $\tau$  — время).

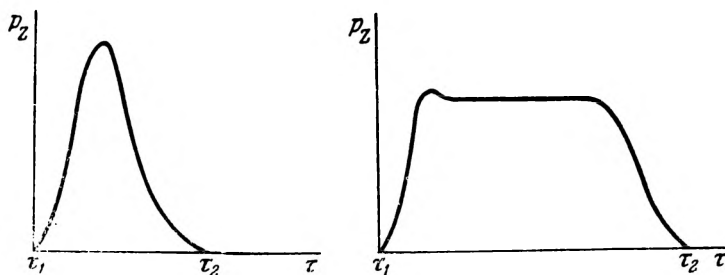


Рис. 19. Изменение давления в камере сгорания порохового ракетного двигателя по времени

Максимальное давление в камере сгорания различных пороховых двигателей изменяется от нескольких десятков до нескольких сотен атмосфер; при этом давление в камере или остается почти постоянным в течение всего периода сгорания или значительно изменяется.

Согласно предыдущему, эффективный к. п. д. ракетного двигателя при постоянном давлении в камере определяется выражением:

$$\tau_e = \frac{AL_e}{Q_1} = \frac{Aw^2}{2gH_u},$$

где  $w$  — скорость истечения газов.

При переменном давлении в камере подсчет кинетической энергии истечения должен производиться по средней скорости истечения газов  $w_{cp}$ . В этом случае

$$\eta_e = \frac{Aw_{cp}^2}{2gH_u}$$

Зная эффективный к. п. д. двигателя, легко определить скорость истечения газов из сопла. Так, для процесса в камере при постоянном давлении скорость истечения

$$w = \sqrt{\frac{2g}{A} H_u \eta_e}$$

Принимая во внимание, что  $A = \frac{1}{427} \text{ кал/кгм}$  и  $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$ ,  
получим:  $w = 91,5 \sqrt{H_u \eta_e}$ . (30)

У пороховых ракетных двигателей скорость истечения газов с учетом всех потерь имеет значение (при  $H_u = 1000 \text{ кал/кг}$ )

$$w = 1500 \div 1800 \text{ м/сек},$$

а средние значения эффективного к. п. д. лежат в пределах:

$$\eta_e = 0,28 - 0,38.$$

Как известно, средние величины эффективных к. п. д. двигателей внутреннего сгорания (бензиновые двигатели и двигатели с самовоспламенением) имеют примерно те же значения.

Поэтому как тепловые двигатели ракетные пороховые двигатели оказываются довольно экономичными.

Для ракетных двигателей твердого топлива можно получить представление и об эффективной мощности.

Если под эффективной мощностью понимать кинетическую энергию отбрасываемой струи газов, выраженную в лошадиных силах, то

$$N_e = \frac{m_T \cdot w^2}{2 \cdot 75},$$

где  $m_T$  — массовый секундный расход топлива.

Так как

$$m_T = \frac{G_T}{g}$$

и

$$w^2 = \frac{2g}{A} H_u \eta_e,$$

то

$$N_e = \frac{G_T}{g} \cdot \frac{2g H_u \eta_e}{2 \cdot A \cdot 75},$$

откуда

$$N_e = G_T \frac{H_u \eta_e}{A \cdot 75}, \quad (31)$$

где  $G_T$  — секундный расход пороха.

В этом толковании эффективная мощность ракетного двигателя твердого топлива, в частности порохового, весьма велика. Так, принимая для пороха  $H_u = 1000 \text{ кал/кг}$  и  $\eta_e = 0,31$ , получим:

$$N_e = G_T \frac{H_u \eta_e}{A \cdot 75} = G_T \frac{1000}{75} 427 \cdot 0,31 \approx 1770 G_T \text{ л. с.}$$

Как видим, при сгорании 1 кг пороха в секунду мощность струи порохового двигателя достигает примерно 1800 л. с.

Определим удельный расход топлива, приходящийся на одну лошадиную силу в час ракетного двигателя твердого топлива, рассматривая его как тепловой двигатель.

Обозначим через  $C_e$  удельный расход топлива, приходящийся на одну лошадиную силу. Тогда:

$$C_e = \frac{G_T \cdot 3600}{N_e}.$$

Подставляя выражение для  $N_e$ , получим:

$$C_e = \frac{G_T \cdot 3600 \cdot A \cdot 75}{G_T H_u \eta_e},$$

откуда, принимая  $A = \frac{1}{427} \text{ кал/кгм},$

$$C_e = \frac{632}{H_u \eta_e}. \quad (32)$$

Если принять для порохового двигателя  $H_u \approx 1000 \text{ кал/кг}$  и  $\eta_e = 0,31$ , то

$$C_e = \frac{632}{0,31 \cdot 1000} \approx 2,05 \text{ кг/л. с. час.}$$

Для двигателей внутреннего сгорания (бензиновые двигатели и двигатели с самовоспламенением), как известно, значения удельных расходов топлива составляют:

$$C_e = 0,180 \div 0,250 \text{ кг/л. с. час},$$

т. е. примерно в десять раз меньше, чем у ракетных пороховых двигателей.

Такая разница в удельных расходах топлива для ракетных двигателей твердого топлива и двигателей внутреннего сгорания, обладающих примерно одним и тем же эффективным к. п. д., объясняется разными величинами теплотворной способности пороха и нефтяного топлива, применяемого в двигателях внутреннего сгорания.

Для пороха приближенно можно принять  $H_u \approx 1000 \text{ кал/кг}$ , в то время как для нефтяного топлива теплотворная способность  $H_u \approx 10\,000 \text{ кал/кг}$ , т. е. примерно в десять раз выше.

Поэтому и удельный расход пороха в ракетных пороховых двигателях примерно в десять раз больше, чем у двигателей внутреннего сгорания, несмотря на то, что эффективные к. п. д. этих двигателей примерно одинаковы.



Все приведенные характеристики ракетного двигателя твердого топлива как теплового двигателя не имеют большого практического значения, так как они не дают полного представления о ракетном двигателе как движителе и, следовательно, о силовой авиационной установке в целом.

Рассмотрим ракетный двигатель твердого топлива как движитель.

При постоянном давлении в камере сгорания абсолютная сила тяги двигателя

$$R = \frac{G_T}{g} w + F_c (p_c - p_0).$$

Удельная тяга двигателя

$$R_{уд} = \frac{R}{G_T} = \frac{1}{g} w + f_c (p_c - p_0),$$

где  $f_c$  — площадь выходного сечения сопла, соответствующая расходу газа в 1 кг/сек.

Приведенные выражения для подсчета абсолютной и удельной силы тяги ракетного двигателя относятся к случаю неполного расширения газов в реактивном сопле.

Следует указать, что сопла ракетных двигателей обычно конструируются из расчета получения на выходе из них сверхзвуковых скоростей. Конфигурация сопла строится для определенного расчетного режима работы двигателя, характеризуемого давлением и температурой в камере двигателя, высотой и скоростью полета. Если такой двигатель, например, поднимется на большую высоту, но режим работы камеры останется неизменным, то поток на выходе из сопла не сможет расширяться до давления окружающей среды, так как при уменьшении давления в окружающей среде для полного расширения газа, движущегося со сверхзвуковыми скоростями, необходимо увеличивать выходные сечения сопла. В связи с этим при неизменном сопле будет иметь место неполное расширение газа, и давление и скорость на срезе сопла останутся теми же, что и на расчетном режиме, т. е. давление на срезе сопла будет больше атмосферного.

Из сказанного следует, что при работе сопла на нерасчетном режиме скорость на его срезе будет меньше той, которая могла бы быть при полном расширении в сопле. Добавок к силе тяги, определяющийся выражением  $f_c (p_c - p_0)$  не полностью компенсирует уменьшение силы тяги, связанное с понижением скорости истечения  $w$ . Вследствие этого общая сила тяги при неполном расширении оказывается меньше, чем сила тяги двигателя при полном расширении газов в сопле.

Полное и неполное расширение газов в реактивном сопле определяется величиной выходного сечения сопла  $f_c$ .

Согласно теории истечения газов для полного преобразования давления газов в кинетическую энергию при их истечении с большим начальным давлением, как это имеет место в ракетных двигателях, реактивное сопло, начиная от наименьшего сечения  $f_{кр}$ , должно постепенно расширяться и иметь выходное сечение  $f_c > f_{кр}$ . Только в этом случае можно получить сверхзвуковые скорости истечения.

Поясним вкратце необходимость расширяющейся части сопла для образования сверхзвукового потока. Для этого рассмотрим уравнение расхода, называемое также уравнением неразрывности:

$$G = \gamma w F,$$

где  $G$  — расход газа в  $кг/сек$ ;

$\gamma$  — удельный вес газа в  $кг/м^3$ ;

$w$  — скорость течения газа в  $м/сек$ ;

$F$  — площадь сечения канала, по которому течет газ, в  $м^2$ .

Как известно, при увеличении скорости газового потока давление  $p$  и плотность его  $\rho = \frac{\gamma}{g}$  уменьшается. Однако темп

уменьшения плотности зависит от величины скорости потока — при дозвуковых скоростях течения плотность уменьшается медленнее, чем возрастает скорость, а при сверхзвуковых скоростях — быстрее. В связи с этим произведение  $\gamma w$  при дозвуковых скоростях потока увеличивается, а при сверхзвуковых уменьшается с ростом скорости  $w$ . Но тогда, как это следует из уравнения расхода, сечения канала должны уменьшаться при дозвуковых скоростях течения и увеличиваться при сверхзвуковых. Наименьшее сечение, в котором устанавливается скорость, равная местной скорости звука, называется критическим.

Следует иметь в виду, что одно наличие расширяющейся части сопла и наименьшего сечения еще не означает, что в наименьшем сечении всегда возникает скорость звука. Скорость звука в этом сечении возникнет только при вполне определенном отношении давления окружающей среды к давлению в камере, которое называется критическим отношением давлений. В частности, для воздуха и других двухатомных газов критическое отношение давлений  $\beta_{кр} = 0,528$ .

Если давление внешней среды таково, что  $\frac{p_0}{p_z} < \beta_{кр}$ , то в наименьшем сечении сопла возникает скорость, равная местной скорости звука, а в расширяющейся части — сверхзвуковой поток. Если же  $\frac{p_0}{p_z} > \beta_{кр}$ , то в минимальном сечении скорость будет меньше скорости звука и расширяющаяся

часть сопла будет работать, как обыкновенный диффузор. Отсюда следует, что расширяющаяся часть сопла нужна только при отношении  $\frac{p_0}{p_z} < \beta_{кр}$ .

Из сказанного следует также, что в простом сужающемся сопле получить сверхзвуковые скорости невозможно, так как для того, чтобы перевести дозвуковой поток в сверхзвуковой, необходимо после сужающейся части сопла установить расширяющийся насадок.

При полном расширении газов в сопле, т. е. при падении давления газов от давления в камере  $p_z$  до давления окружающей среды  $p_0$ , выходное сечение сопла  $f_c$  должно быть максимальным, а отношение сечений  $\Delta = \frac{f_c}{f_{кр}}$  равным некоторому расчетному значению  $\Delta_p$ .

Так как угол расширения сопла  $\varphi$  имеет вполне определенное значение ( $\varphi = 5 \div 12^\circ$ ), то при полном расширении газов, когда  $\Delta = \Delta_p$ , расширяющаяся часть сопла имеет определенную расчетную длину  $l$  (рис. 20).

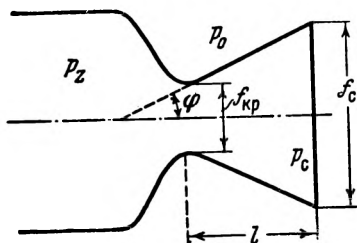


Рис. 20. Схема реактивного сопла

В целях упрощения конструкции сопла и уменьшения его размеров в практике ракетных двигателей часто применяются «короткие» сопла с меньшим выходным сечением  $f_c$  и, следовательно, меньшей по сравнению с  $\Delta_p$  величиной отношения  $\Delta = \frac{f_c}{f_{кр}}$ .

Очевидно, в этом случае в сопле будет неполное расширение газов и в его выходном сечении установится некоторое давление, большее, чем давление окружающей среды:  $p_c > p_0$ .

Как уже указывалось, при таких «коротких» соплах сила тяги двигателя будет меньше, чем при соплах, в которых газ полностью расширится.

Однако расчеты показывают, что разница в величинах силы тяги ракетного двигателя при полном и неполном расширении газов в сопле при отношении  $\Delta = \frac{f_c}{f_{кр}} = 4 \div 6$  оказывается весьма незначительной. Так, для ракетного порохового двигателя при  $p_z = 80$  ат расчет показывает, что в случае полного расширения газов, т. е. при  $p_c = p_0$ , скорость истечения газов из сопла  $w \approx 1940$  м/сек и удельная тяга  $R_{уд} = \frac{1}{g} w \approx 198$  кг сек/кг топлива. В случае же неполного рас-

ширения газов, когда  $p_c > p_0$  и  $\Delta = 6$ , скорость истечения  $w \approx 1800$  м/сек, а удельная тяга

$$R_{уд} = \frac{1}{g} w + f_c (p_c - p_0) \approx 197 \text{ кг сек/кг топлива.}$$

Приведенные результаты показывают, что потери, связанные с неполнотой расширения, значительно сказываясь на величине скорости истечения, почти не влияют на величину тяги. Поэтому на практике можно применять более простые «короткие» сопла, у которых отношение площадей  $\Delta = \frac{f_c}{f_{кр}}$  лежит в пределах  $4 \div 6$ .

Расчет удельной тяги при таких «коротких» соплах можно производить без больших погрешностей по упрощенной формуле:

$$R_{уд} = (0,98 \div 0,99) \frac{w}{g},$$

где  $w$  — скорость истечения газов при полном расширении.

Для ракетных двигателей твердого топлива величина  $R_{уд}$  лежит в пределах  $150\text{—}200$  кг сек/кг топлива.

Абсолютное значение силы тяги найдется по известному расходу топлива  $G_T$  или, наоборот, расход топлива (пороха) можно определить по известной (заданной) величине силы тяги двигателя  $R$ , пользуясь соотношениями:

$$R = G_T R_{уд},$$

$$G_T = \frac{R}{R_{уд}}.$$

Так как в современных ракетных пороховых двигателях секундный расход пороха достигает  $10$  кг/сек и более, то абсолютная сила тяги пороховых двигателей может достигать нескольких тонн.

Следует отметить, что так как ракетный двигатель твердого топлива не работает длительное время и обычно выполняет роль устройства, «разгоняющего» какой-либо аппарат (реактивный снаряд, самолет и т. п.), то часто в качестве его характеристики используют не силу тяги, которая не постоянна по времени, а импульс  $I$ , являющийся произведением средней величины силы тяги  $R_{ср}$  на время  $\tau$  работы двигателя, т. е.:

$$I = R_{ср} \tau.$$

Перейдем к рассмотрению экономичности ракетных двигателей твердого топлива как движителей и экономичности этих двигателей в целом.

Полетный к.п.д. ракетных двигателей определяется выражением:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V^2}{w^2}}.$$

Найдем значение полетного к.п.д. ракетного порохового двигателя при скорости полета  $V = 800 \text{ км/час} = 220 \text{ м/сек}$ , которую можно принять за максимальную для самолетов с винто-моторными установками.

Принимая для ракетных двигателей скорость истечения газов из сопла  $w = 1800 \text{ м/сек}$ , получим:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2 \cdot \frac{220}{1800}}{1 + \left(\frac{220}{1800}\right)^2} \approx 0,23.$$

Полный к.п.д. ракетного порохового двигателя, характеризующий экономичность установки в целом,

$$\eta_0 = \eta_e \cdot \eta_{\text{п}}.$$

Если принять для ракетного порохового двигателя среднее значение  $\eta_e = 0,31$ , то

$$\eta_0 = 0,31 \cdot 0,23 = 0,0713.$$

Определим удельный расход топлива  $C_T$ , приходящийся на одну тяговую лошадиную силу в час. Величина  $C_T$  определяется выражением:

$$C_T = \frac{3600 G_T}{N_T},$$

где  $N_T$  — тяговая мощность двигателя.

Так как полетный к.п.д. показывает, какая часть располагаемой кинетической энергии газов превращается в работу передвижения или, другими словами, насколько тяговая мощность отличается от эффективной мощности теплового двигателя, то, очевидно,

$$N_T = \eta_{\text{п}} \cdot N_e$$

и, следовательно,

$$C_T = \frac{3600 G_T}{N_T} = \frac{3600 G_T}{\eta_{\text{п}} N_e}.$$

Но согласно предыдущему

$$C_e = \frac{3600 G_T}{N_e},$$

поэтому

$$C_1 = \frac{C_e}{\gamma_{п}}. \quad (33)$$

Заметим, что удельный расход топлива по тяговой мощности  $C_T$  можно выразить и через полный к. п. д.  $\eta_0$ .

Действительно, подставляя в выражение для  $C_T$  ранее полученное выражение для  $C_e = \frac{632}{\eta_e H_u}$ , будем иметь

$$C_T = \frac{632}{\eta_e \gamma_{п} H_u},$$

а принимая во внимание, что  $\eta_0 = \eta_e \cdot \gamma_{п}$ , получим:

$$C_T = \frac{632}{\eta_0 H_u}. \quad (34)$$

Подставляя в выражения (33) или (34) числовые значения величин  $C_e = 2,05 \text{ кг/л. с. час}$ ,  $H_u = 1000 \text{ кал/кг}$ ,  $\eta_e = 0,31$ ,  $\gamma_{п} = 0,23$  и  $\eta_0 = 0,0713$ , найдем  $C_T \approx 9,0 \text{ кг/л. с. час}$ .

Удельный расход топлива, отнесенный к тяговой мощности, для винто-моторных установок с поршневыми двигателями значительно меньше. Если принять для бензиновых поршневых двигателей средние значения удельного расхода  $C_e = 0,225 \text{ кг/л. с. час}$  и к. п. д. винта  $\eta_{в} = 0,8$ , то, так как полетный к. п. д. винта  $\gamma_{п} \approx 1$ , величина  $C_T$  для винто-моторных установок с бензиновыми поршневыми двигателями оказывается равной:

$$C_T = \frac{C_e}{\gamma_{п} \gamma_{в}} \approx \frac{C_e}{\gamma_{в}} = \frac{0,225}{0,8} \approx 0,28 \text{ кг/л. с. час}.$$

Как видим, несмотря на то, что эффективные к. п. д. ракетного двигателя и бензинового поршневого двигателя примерно одинаковы, удельный расход топлива, отнесенный к тяговой мощности, при скорости полета  $800 \text{ км/час}$  у ракетного двигателя оказывается более чем в 30 раз выше, чем у винто-моторных установок с поршневыми двигателями. Происходит это вследствие того, что у ракетного двигателя в связи с малыми значениями полетного к. п. д. на малых скоростях полета тяговая мощность намного меньше эффективной, в то время как у винто-моторных установок с поршневыми двигателями полетный к. п. д. близок к единице и, следовательно, тяговая мощность почти равна эффективной<sup>1</sup>. Вот почему, хотя ракетный пороховой двигатель и обладает вы-

<sup>1</sup> Под эффективной мощностью винто-моторной установки здесь понимается эффективная мощность установки в целом, включая и винт, т. е. включая приращение кинетической энергии воздуха, отбрасываемого винтом.

сокими качествами, как тепловой двигатель он имеет неудовлетворительные характеристики по экономичности на малых скоростях полета.

Удельный расход топлива ракетного порохового двигателя, отнесенный к силе тяги  $C_{уд}$ , также оказывается очень высоким.

Так как для ракетных двигателей  $C_{уд} = \frac{3600}{R_{уд}}$ , то при значениях  $R_{уд} = 150 \div 200$  кг сек/кг топлива удельные расходы топлива в пороховых ракетных двигателях оказываются равными  $C_{уд} = 18 \div 24$  кг/кг тяги час.

Остальные удельные параметры ракетного порохового двигателя — удельный вес  $g_{дв} = \frac{G_{дв}}{R}$  и удельная нагрузка  $R_F = \frac{R}{F_m}$  не являются решающими, так как значения их не лимитируют применение двигателя. В зависимости от конструкции двигателя величины  $g_{дв}$  и  $R_F$  имеют различные значения и могут колебаться в пределах:

$$g_{дв} = 0,01 - 0,005 \text{ кг/кг тяги},$$

$$R_F = 1,5 - 10 \text{ кг/см}^2.$$

Перейдем к рассмотрению скоростных и высотных характеристик ракетных двигателей твердого топлива.

При неизменном режиме работы камеры сгорания ракетного двигателя твердого топлива удельная сила тяги, развиваемая двигателем, и удельный расход топлива, отнесенный к силе тяги, не зависят от скорости полета. Поэтому изменения  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  по скорости полета представляют собой горизонтальные линии (рис. 21). С

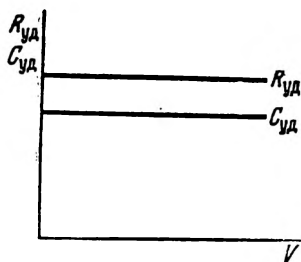


Рис. 21. Изменение удельной тяги и удельного расхода топлива ракетного двигателя твердого топлива в зависимости от скорости полета

изменением скорости полета остается постоянным также эффективный к. п. д. —  $\eta_e$ .

Полетный к. п. д. двигателя с увеличением скорости полета увеличивается согласно формуле:

$$\eta_{п} = \frac{2wV}{w^2 + V^2}$$

В связи с этим со скоростью полета будет увеличиваться полетный к. п. д. двигателя  $\eta_0 = \eta_e \cdot \eta_{п}$  (рис. 22), а удельный расход топлива, отнесенный к тяговой мощности

$$C_T = \frac{632}{\eta_0 H_u},$$

будет уменьшаться с увеличением скорости полета (рис. 23).

Приведенные характеристики показывают, что низкая экономичность ракетного двигателя твердого топлива на малых скоростях полета определяется плохими качествами ракетных двигателей на этих скоростях полета как движителей. Как было показано, при скорости полета  $V=800$  км/час,

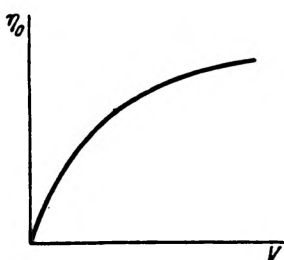


Рис. 22. Изменение полного к. п. д. ракетного двигателя твердого топлива в зависимости от скорости полета



Рис. 23. Изменение удельного расхода топлива  $C_t$  ракетного двигателя твердого топлива в зависимости от скорости полета

полетный к. п. д. ракетного порохового двигателя весьма мал:  $\eta_n=0,23$ , в то время как для винто-моторных установок  $\eta_n \approx 1$ . С увеличением скорости полета качества ракетных двигателей твердого топлива как движителей улучшаются и при скорости полета  $V=1500-1800$  м/сек (5000—6000 км/час), когда полетный к. п. д. ракетных двигателей приблизится к единице, качество ракетных двигателей как движителей будет примерно таким же, как и винто-моторных установок с поршневыми двигателями, работающими на современных скоростях полета.

Рассмотрим высотные характеристики ракетного двигателя твердого топлива. При подъеме на высоту удельная сила тяги двигателя, определяемая формулой:

$$R_{уд} = \frac{1}{g} w + f_c (p_c - p_0),$$

будет увеличиваться вследствие увеличения второго члена  $f_c (p_c - p_0)$  (с ростом высоты полета уменьшается статическое давление  $p_0$  окружающего воздуха).

На рис. 24 показана высотная характеристика ракетного порохового двигателя, рассчитанная для давления в камере,  $p_z = 25$  ат. Как видим, увеличение силы тяги на высоте  $H = 15$  км может достигать 15%. Как показывают расчеты, с увеличением давления  $p_z$  повышение силы тяги с высотой становится менее заметным. Так, при  $p_z = 80$  ат с подъемом



на высоту  $H = 15$  км сила тяги ракетного порохового двигателя увеличивается примерно на 5%.

Так как удельный расход топлива, отнесенный к силе тяги, определяется формулой:

$$C_{уд} = \frac{3600}{R_{уд}},$$

то соответственно возрастанию силы тяги удельный расход топлива  $C_{уд}$  уменьшается с высотой полета.

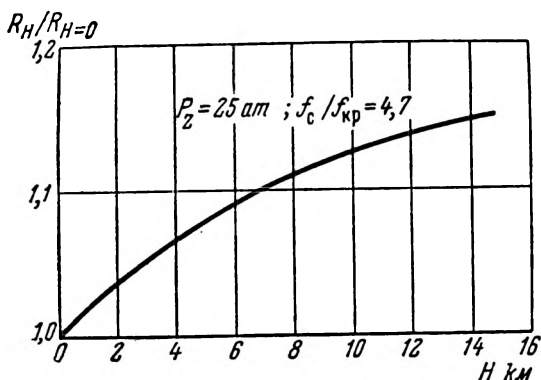


Рис. 24. Изменение силы тяги ракетного двигателя твердого топлива в зависимости от высоты полета

В заключение остановимся кратко на эксплуатационных качествах и областях применения ракетных двигателей твердого топлива.

Отличительной особенностью ракетных двигателей твердого топлива и, в частности, пороховых двигателей является сочетание в них больших импульсов с небольшими размерами двигателей. Простота конструкции и удобство работы с порохом являются также важными эксплуатационными факторами.

Указанные обстоятельства привели к значительному развитию пороховых ракет и широкому их распространению. Ракетные двигатели твердого топлива прочно вошли в технику и следует ожидать дальнейшего их распространения.

## § 5. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД)

Принципиальная схема жидкостного ракетного двигателя изображена на рис. 25.

Основными элементами двигателя являются камера сгорания 1 и реактивное сопло 8.

Жидкостные ракетные двигатели работают по тому же принципу, что и ракетные двигатели твердого топлива. Раз-

ница заключается лишь в том, что в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя сгорает не твердое топливо (порох), содержащее в себе необходимый для горения кислород, а смесь жидкого топлива с жидким окислителем, которые непрерывно подаются в камеру сгорания. Благодаря этому время работы жидкостного ракетного двигателя не ограничено столь жестко, как время работы ракетного порохового двигателя, и определяется запасом топлива и окислителя на самолете.

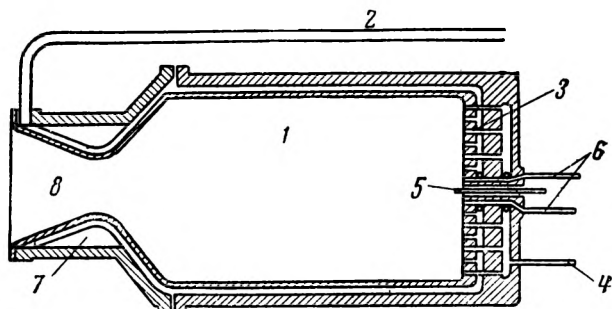


Рис. 25. Принципиальная схема жидкостного ракетного двигателя:

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; 8 — реактивное сопло

Высокие температуры сгорания смеси, достигающие до  $3500^{\circ} \text{abc}$ , и продолжительное время непрерывной работы делают необходимым охлаждение двигателя, которое обычно осуществляется одним из компонентов смеси, как правило, топливом. В том случае, когда расход топлива недостаточен, охлаждение камеры производится и окислителем.

Воспламенение смеси производится электрическим способом — специальной свечой накаливания или искровой свечой. После воспламенения пускового топлива, подаваемого через специальные пусковые форсунки, и образования устойчивого факела двигатель переводится на основное топливо, подаваемое в камеру через рабочие форсунки.

Воспламенение смеси возможно и химическим способом. В этом случае пусковой факел образуется от соприкосновения двух самовоспламеняющихся компонентов, поступающих в камеру сгорания через пусковые форсунки.

Жидкостные ракетные двигатели позволяют осуществлять многократные запуски и допускают регулировку силы тяги путем изменения расхода горючей смеси.

Поступление компонентов смеси в камеру сгорания обеспечивается или насосами или давлением сжатого газа (воздух, азот), находящегося в специальных баллонах. В последнем случае жидкостный ракетный двигатель носит название двигателя с баллонной подачей.

Значительные расходы смеси и необходимость иметь постоянный ее состав, высокое давление в камере, так же как и необходимость регулирования двигателя и обеспечения безопасности его работы, привели к тому, что современные жидкостные ракетные двигатели являются весьма сложными установками с сильно развитой автоматикой.

На рис. 26 показана одна из схем жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей. Двигатель состоит из камеры сгорания с реактивным соплом и системы агрегатов, обслуживающих работу двигателя. Горючая смесь подается в ка-

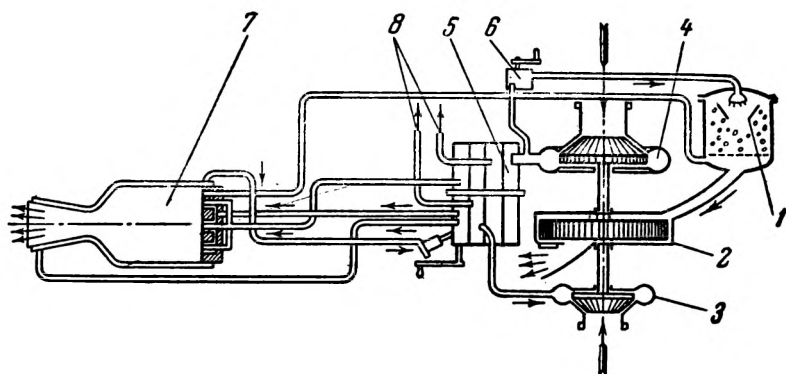


Рис. 26. Схема жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей:

- 1 — парогенератор; 2 — турбина, приводящая в действие насосы для топлива и окислителя; 3 — насос для топлива; 4 — насос для окислителя; 5 — агрегат управления подачей топлива и окислителя; 6 — регулятор давления пара; 7 — камера сгорания (собственно жидкостный ракетный двигатель); 8 — перепуск топлива и окислителя

меру 7 с помощью насоса для топлива 3 и насоса для окислителя 4. Оба насоса приводятся в действие турбиной 2, работающей на парогенераторном газе, который образуется в специальном парогенераторе 1.

Давление, развиваемое насосами, должно превышать давление в камере сгорания примерно на 10—20 ат, в зависимости от конструкции форсунки и сопротивления в охлаждающей системе. Мощность турбины, приводящей в движение насосы, достигает 5—8 л. с. на каждый килограмм подаваемой в секунду смеси. При большом расходе смеси мощность турбины оказывается довольно большой. Например, мощность

турбины одного из выполненных ракетных двигателей при прокачке 125 кг/сек смеси составляет 600 л. с.

Обратимся к рассмотрению качеств жидкостного ракетного двигателя как теплового двигателя.

Как и для ракетного двигателя твердого топлива, эффективный к.п.д. жидкостного ракетного двигателя определяется формулой:

$$\eta_e = \frac{AL_e}{Q_1} = \frac{Aw^*}{2gH_{cm}}.$$

Если для жидкостного ракетного двигателя известен эффективный к.п.д., то легко определить и скорость истечения газов:

$$w = \sqrt{\frac{2g}{A} \eta_e H_{cm}} = 91,5 \sqrt{\eta_e H_{cm}}.$$

По роду применяемых горючих смесей жидкостные ракетные двигатели могут быть подразделены на следующие три группы: кислородные, перекисьводородные и азотнокислотные двигатели. В кислородных двигателях в качестве топлива применяется бензин, керосин или этиловый спирт, а в качестве окислителя — кислород. Теплотворная способность горючей смеси, состоящей из бензина (или керосина) и кислорода  $H_{cm} \approx 2400$  кал/кг смеси, а смеси, состоящей из этилового спирта и кислорода,  $H_{cm} \approx 2100$  кал/кг смеси.

В перекисьводородных двигателях в качестве топлива применяется метиловый спирт, а в качестве окислителя 80-процентная перекись водорода. Теплотворная способность этой смеси составляет  $H_{cm} \approx 1300$  кал/кг смеси.

В азотнокислотных двигателях горючая смесь состоит из бензина или керосина и азотной кислоты. Теплотворная способность смеси  $H_{cm} \approx 1500$  кал/кг смеси.

Для указанных жидкостных ракетных двигателей при давлениях в камере  $p_z = 20 \div 40$  ат эффективный к.п.д. имеет следующие значения:

для кислородных двигателей  $\eta_e = 0,24 \div 0,27$ ;

для перекисьводородных двигателей  $\eta_e = 0,38 \div 0,42$ ;

для азотнокислотных двигателей  $\eta_e = 0,33 \div 0,36$ .

Наименьший эффективный к.п.д. имеют кислородные двигатели. Это объясняется тем, что в этих двигателях температура сгорания наибольшая и в связи с этим наибольшие потери на диссоциацию (распад) молекул газов, сопровождающуюся поглощением тепла.

Приведенные данные о значениях эффективных к.п.д. жидкостных ракетных двигателей показывают, что они по экономичности сравнимы с бензиновыми двигателями и двигателями с самовоспламенением, эффективный к. п. д. которых колеблется примерно в тех же пределах.

Если подсчитать эффективную мощность  $N_e$  жидкостных ракетных двигателей, т. е. мощность вытекающей струи газов

$$N_e = \frac{\dot{m}_{\text{см}} w^2}{2 \cdot 75} = G_{\text{см}} \frac{\eta_e H_{\text{см}}}{A \cdot 75}$$

то для различных жидкостных ракетных двигателей при расходе смеси в 1 кг/сек эффективная мощность

$$N'_e = \frac{N_e}{G_{\text{см}}} = \frac{\eta_e H_{\text{см}}}{A \cdot 75}$$

имеет примерно следующие значения:

для кислородных двигателей  $N'_e = 3550$  л. с.;

для перекисьводородных двигателей  $N'_e = 3000$  л. с.;

для азотнокислотных двигателей  $N'_e = 3100$  л. с.

Как видим, по сравнению с ракетными двигателями твердого топлива эффективная мощность жидкостных ракетных двигателей имеет большее значение, что является следствием больших теплотворных способностей горючих смесей по сравнению с теплотворной способностью пороха.

Определим удельный расход смеси  $C_e$ , отнесенный к эффективной мощности. Очевидно, величина  $C_e$  характеризует экономичность жидкостного ракетного двигателя как теплового двигателя.

Величина удельного расхода смеси в килограммах на одну лошадиную силу эффективной мощности в час найдется из соотношения:

$$C_e = \frac{632}{\eta_e H_{\text{см}}}.$$

Если взять средние значения приведенных выше эффективных к.п.д. и соответствующие величины теплотворной способности смесей, то для различных жидкостных ракетных двигателей получим следующие удельные расходы смеси  $C_e$ ;

для кислородных двигателей  $C_e = 1,05$  кг/л. с. час;

для перекисьводородных двигателей  $C_e = 1,22$  кг/л. с. час;

для азотнокислотных двигателей  $C_e = 1,16$  кг/л. с. час.

Как видим, несмотря на более низкие значения эффективных к. п. д., кислородные двигатели обладают наименьшим удельным расходом смеси, что является следствием большой теплотворной способности горючих смесей, применяемых в этих двигателях.

По сравнению с удельным расходом топлива в бензиновых поршневых двигателях, для которых можно принять  $C_e = 0,20 \div 0,25$  кг/л. с. час, удельный расход смеси в жидкостных ракетных двигателях, в частности у кислородных двигателей, оказывается примерно в  $4 \div 4,5$  раза больше, хотя эффективные к.п.д. бензиновых поршневых двигателей и

кислородных жидкостных ракетных двигателей, как было сказано выше, примерно одинаковы.

Указанная разница в удельных расходах смеси и топлива объясняется различной величиной их теплотворной способности.

Для горючей смеси кислородных двигателей, работающих на керосине и кислороде,  $H_{см} = 2400 \text{ кал/кг смеси}$ , а теплотворная способность бензина, на котором работают бензиновые поршневые двигатели,  $H_u \approx 10\,000 \text{ кал/кг топлива}$ .

Если для жидкостных ракетных двигателей определить удельный расход одного топлива (без окислителя), то, например, для кислородных двигателей, у которых горючей смесью является смесь керосина и кислорода, удельный расход только керосина составит  $C_{\text{кер}} = 0,23 \div 0,24 \text{ кг/л. с. час.}$  т. е. примерно ту же величину, что и у бензиновых поршневых двигателей.

Поэтому как по эффективным к.п.д., так и по удельным расходам топлива (без окислителя) жидкостные ракетные двигатели как тепловые двигатели сравнимы с поршневыми двигателями.

Следует, однако, указать, что для жидкостных ракетных двигателей практически имеет значение не расход собственно топлива, а расход горючей смеси (топливо и окислитель), так как окислитель, так же как и топливо, должен транспортироваться на самолете.

Кроме того, надо иметь в виду, что полученные данные, характеризующие жидкостные ракетные двигатели как тепловые двигатели, не могут иметь практического значения для оценки жидкостных ракетных двигателей, так как они не дают представления о жидкостных ракетных двигателях как движителях.

Рассмотрим характеристики жидкостных ракетных двигателей как движителей.

Абсолютная сила тяги и удельная тяга жидкостного ракетного двигателя, так же как и ракетного двигателя твердого топлива, определяются из уравнений:

$$R = \frac{G_{см}}{g} w + F_c (p_c - p_0)$$

и

$$R_{уд} = \frac{1}{g} w + I_c (p_c - p_0).$$

Для двигателей с соплами, у которых отношение площадей  $\Delta = \frac{f_c}{f_{кр}} \geq 5 \div 6$ , при определении силы тяги, как и у ракет-

ных двигателей твердого топлива, можно пользоваться без большой погрешности формулами:

$$R = \frac{G_{\text{см}}}{g} w,$$

$$R_{\text{уд}} = \frac{1}{g} w.$$

Удельная тяга современных жидкостных ракетных двигателей колеблется в пределах:

$$R_{\text{уд}} = 200 \div 250 \text{ кг сек/кг смеси.}$$

Следует указать, что путем лучшего использования располагаемой теплоты, например, путем увеличения давления в камере, принципиально возможно повысить удельную тягу кислородных двигателей с углеводородными топливами примерно до 300 кг сек/кг смеси.

Повысить удельную тягу жидкостных ракетных двигателей можно также путем применения новых горючих (топлива и окислителей), к числу которых могут быть отнесены металлы, металлоорганические соединения, озон и его растворы в кислороде и др.

Перейдем к рассмотрению удельных расходов смеси в жидкостных ракетных двигателях.

У жидкостного ракетного двигателя, работающего на смеси керосина и кислорода, теплотворная способность которой  $H_{\text{см}} \approx 2400 \text{ кал/кг смеси}$ , и имеющего эффективный к.п.д.  $\eta_e = 0,24$ , скорость истечения газов из сопла составляет:

$$w = 91,5 \sqrt{\eta_e H_{\text{см}}} = 91,5 \sqrt{0,24 \cdot 2400} \approx 2200 \text{ м/сек.}$$

Если при этом скорость полета  $V = 220 \text{ м/сек} \approx 800 \text{ км/час}$ , то полетный к. п. д. кислородного двигателя

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V^2}{w^2}} = \frac{2 \frac{220}{2200}}{1 + \left( \frac{220}{2200} \right)^2} \approx 0,2.$$

Полный к.п.д. двигателя, характеризующий экономичность установки в целом,

$$\eta_0 = \eta_e \cdot \eta_{\text{п}} = 0,24 \cdot 0,2 = 0,048.$$

Удельный расход смеси, отнесенный к тяговой мощности  $C_{\text{т}}$ , так же как и для ракетного двигателя твердого топлива, найдется из соотношений:

$$C_{\text{т}} = \frac{3600 G_{\text{см}}}{N_{\text{т}}} = \frac{3600 G_{\text{см}}}{\eta_{\text{п}} N_e} = \frac{C_e}{\eta_{\text{п}}}.$$

Удельный расход смеси  $C_e$ , отнесенный к эффективной мощности для кислородного двигателя при  $N_{см} \approx 2400$  кал/кг смеси и  $\eta_e = 0,24$ , составит:

$$C_e = \frac{632}{\eta_e N_{см}} = \frac{632}{0,24 \cdot 2400} = 1,1 \text{ кг/л. с. час.}$$

Тогда при значении  $\eta_{п} = 0,2$  удельный расход смеси, отнесенный к тяговой мощности,

$$C_{т} = \frac{C_e}{\eta_{п}} = \frac{1,1}{0,2} = 5,5 \text{ кг/л. с. час.}$$

Сравнивая полученный удельный расход смеси  $C_{т}$  для жидкостного ракетного двигателя (при скорости полета  $V = 220$  м/сек  $= 800$  км/час) с удельным расходом топлива в винто-моторных установках с бензиновыми поршневыми двигателями, равным согласно приведенным выше данным  $C_{т} = 0,28$  кг/л. с. час, видим, что удельные расходы смеси  $C_{т}$  в жидкостных ракетных двигателях в десятки раз (в нашем случае почти в 20 раз) больше, чем удельные расходы топлива у винто-моторных установок с бензиновыми поршневыми двигателями.

Если для жидкостного ракетного двигателя определить удельный расход (по тяговой мощности) только одного топлива (без окислителя), то, например, для кислородных двигателей, у которых в качестве топлива применяется керосин, удельный расход керосина, отнесенный к тяговой мощности,

$$C_{т. кер} = \frac{C_{е кер}}{\eta_{п}} = \frac{0,24}{0,2} = 1,2 \text{ кг/л. с. час.}$$

Сравнивая этот удельный расход топлива с удельным расходом топлива в винто-моторных установках с бензиновыми поршневыми двигателями ( $C_{т} = 0,28$  кг/л. с. час), видим, что при одинаковых значениях эффективного к.п.д. и удельного расхода топлива (без окислителя), отнесенного к эффективной лошадиной силе в час, у жидкостного ракетного двигателя при скорости полета  $V = 220$  м/сек  $= 800$  км/час удельный расход топлива (без окислителя) на тяговую лошадиную силу в час оказывается более чем в четыре раза больше, чем у бензинового поршневого двигателя.

Происходит это вследствие того, что у жидкостного ракетного двигателя в связи с малыми значениями полетного к. п. д. при современных скоростях полета тяговая мощность оказывается значительно меньше эффективной, в то время как у винто-моторных установок с поршневыми двигателями тяговая и эффективная мощности близки друг к другу.



Полученные результаты показывают, что сравнение различных авиационных двигателей между собой по характеристикам, оценивающим качества двигателей как тепловых двигателей, надо делать весьма осторожно, так как такое сравнение часто не дает правильной оценки авиационного двигателя как движителя и может привести к ошибочным выводам при оценке его качеств.

Оценка экономичности жидкостных ракетных двигателей производится обычно по удельному расходу смеси, отнесенному к силе тяги  $C_{уд}$ . Этот удельный расход смеси может быть найден по соотношению:

$$C_{уд} = \frac{3600 G_{см}}{R} = \frac{3600}{R_{уд}}$$

Если принять для жидкостных ракетных двигателей среднее значение удельной тяги  $R_{уд} = 225 \text{ кг сек/кг смеси}$ , то удельный расход смеси

$$C_{уд} = \frac{3600}{225} = 16 \text{ кг смеси/кг тяги час},$$

т. е. удельный расход смеси в жидкостных ракетных двигателях в десятки раз больше, чем удельный расход топлива в поршневых авиационных двигателях<sup>1</sup>.

Приведенные данные позволяют сделать заключение, что при малых скоростях полета жидкостные ракетные двигатели по экономичности значительно отстают от винто-моторных установок с поршневыми двигателями.

Переходя к рассмотрению остальных удельных параметров жидкостных ракетных двигателей как движителей, следует указать, что такие параметры, как удельный вес  $g_{дв} = \frac{G_{дв}}{R}$  и удельная нагрузка  $R_F = \frac{R}{F_m}$ , не лимитируют применения жидкостных ракетных двигателей. Порядок указанных параметров для современных жидкостных ракетных двигателей следующий:

$$g_{дв} = 0,04 \div 0,12 \text{ кг/кг тяги};$$

$$R_F = 2 \div 4 \text{ кг/см}^2 \text{ (по камере)};$$

$$R_F = 0,5 \div 0,8 \text{ кг/см}^2 \text{ (по максимальному габариту)}.$$

Указанные цифры не являются единственно возможными. В конструкциях жидкостных ракетных двигателей возможны значительные отклонения от приведенных данных.

<sup>1</sup> Для винто-моторных установок с бензиновыми поршневыми двигателями можно принять: на старте при  $V=0$   $C_{уд}=0,25 \text{ кг/кг тяги час}$ , а при скорости полета  $V=700 \text{ км/час}$  на режиме максимальной мощности  $C_{уд}=0,9 \text{ кг/кг тяги час}$ .

Численные значения удельной нагрузки и особенно удельных весов показывают, что жидкостные ракетные двигатели по весу и габаритам обладают большими преимуществами по сравнению с винто-моторными установками с поршневыми двигателями. Удельные веса жидкостных ракетных двигателей в десятки раз меньше, чем удельные веса винто-моторных установок.

Преимуществом жидкостного ракетного двигателя по сравнению с ракетным двигателем твердого топлива является возможность осуществления в жидкостном ракетном двигателе регулирования силы тяги.

Существующий способ регулирования силы тяги жидкостных ракетных двигателей основан на изменении количества смеси, подаваемой в камеру сгорания двигателя при неизменных сечениях сопла. Этот способ невыгоден, так как при уменьшении расхода смеси, а следовательно, и силы тяги, уменьшается давление в камере сгорания и вследствие этого понижается эффективный к.п.д. Таким образом, экономичность жидкостного ракетного двигателя снижается при малых расходах смеси, т. е. при малых значениях силы тяги.

Примерные регулировочные характеристики жидкостного ракетного двигателя, полученные путем изменения количества подаваемой смеси, изображены на рис. 27. По оси абсцисс отложены давления в камере  $p_z$ , соответствующие разным количествам подаваемой смеси, а по оси ординат — отношения:

$$\frac{R_p}{R}, \quad \frac{G_{см.р}}{G_{см}} \quad \text{и} \quad \frac{C_{уд.р}}{C_{уд}}$$

где  $R_p, G_{см.р}$  и  $C_{уд.р}$  — сила тяги, расход смеси и удельный расход смеси при различных давлениях  $p_z$  в камере, а  $R, G_{см}$  и  $C_{уд}$  — те же параметры при расчетном давлении в камере  $p_z = 50$  ат. Как показывает график на рис. 27, при уменьшении количества подаваемой смеси и соответствующем уменьшении давления в камере сила тяги уменьшается, а удельный расход смеси увеличивается.

Необходимо отметить, что регулирование силы тяги жидкостных ракетных двигателей путем изменения расхода смеси возможно в ограниченных пределах. При значительном сни-

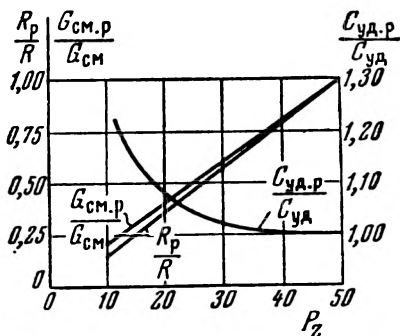


Рис. 27. Регулировочные характеристики жидкостного ракетного двигателя

жении расхода смеси возникают затруднения с организацией удовлетворительного процесса распыливания и смешения. Устранение этого недостатка возможно путем применения групповой системы форсунок. Следует также отметить, что с уменьшением расхода смеси возникают затруднения с охлаждением камеры.

В заключение укажем, что для того, чтобы сохранить экономичность двигателя при малых значениях силы тяги, в настоящее время применяются многокамерные двигатели.

Перейдем к рассмотрению скоростных и высотных характеристик жидкостных ракетных двигателей.

При постоянном режиме работы камеры сгорания сила тяги жидкостного ракетного двигателя  $R$  и его удельный расход смеси  $C_{уд}$  не зависят от скорости полета.

Поэтому зависимости силы тяги и удельного расхода смеси от скорости полета для жидкостного ракетного двигателя представляются горизонтальными линиями (рис. 28). Не изменяется по скорости полета и эффективный к.п.д. двигателя.

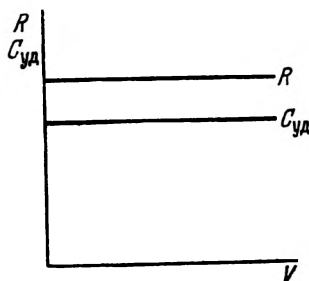


Рис. 28. Изменение силы тяги и удельного расхода топлива жидкостного ракетного двигателя в зависимости от скорости полета

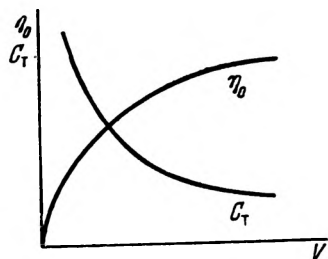


Рис. 29. Изменение полного к. п. д.  $\eta_0$  и удельного расхода топлива  $C_T$  жидкостного ракетного двигателя в зависимости от скорости полета  $V$

Полетный к.п.д. жидкостного ракетного двигателя, определяемый по формуле:

$$\gamma_{\text{п}} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V^2}{w^2}},$$

увеличивается с увеличением скорости полета.

В связи с этим полный к.п.д. двигателя увеличивается, а удельный расход смеси  $C_T$ , отнесенный к тяговой мощности, уменьшается с ростом скорости полета (рис. 29).

Из изложенного следует, что если при малых скоростях полета жидкостные ракетные двигатели по экономичности ( $\eta_0$  и  $C_T$ ) значительно уступают винто-моторным установкам, то с увеличением скорости полета характеристики жидкостных ракетных двигателей улучшаются, и на больших скоростях полета экономичность их может сравняться с экономичностью авиационных поршневых двигателей, которой последние обладают при современных скоростях полета.

С подъемом на высоту развиваемая жидкостным ракетным двигателем удельная сила тяги, определяемая формулой:

$$R_{уд} = \frac{1}{g} w + f_c(p_c - p_0),$$

увеличивается в связи с уменьшением статического давления воздуха  $p_0$  с ростом высоты полета. Так же как и для ракетного двигателя твердого топлива, при малых давлениях в камере увеличение силы тяги жидкостного ракетного двигателя на высотах  $H = 10 \div 20$  км составляет  $12 \div 15\%$ . С увеличением давления в камере увеличение силы тяги с высотой будет менее заметным. Изменение силы тяги по высоте полета для ракетного порохового двигателя, изображенное на рис. 24, характеризует также изменение силы тяги по высоте и для жидкостного ракетного двигателя.

Соответственно увеличению силы тяги удельный расход смеси  $C_{уд}$  жидкостного ракетного двигателя уменьшается с увеличением высоты полета, при этом тем более заметно, чем меньше давление в камере сгорания.

В заключение остановимся кратко на эксплуатационных качествах и областях применения жидкостных ракетных двигателей.

Как уже указывалось, весовые и габаритные характеристики жидкостных ракетных двигателей значительно лучше, чем у других авиационных двигателей. Вес жидкостных ракетных двигателей при одной и той же силе тяги почти в 20 раз меньше, чем винто-моторных установок. Объем жидкостных ракетных двигателей, включая систему питания, также в несколько раз меньше объема поршневых двигателей.

Этим преимуществам жидкостных ракетных двигателей противопоставляется главный их недостаток — большие удельные расходы горючей смеси, которые на скоростях полета  $V = 700 \div 800$  км/час почти в 20 раз превышают удельные расходы топлива винто-моторных поршневых установок.

Большие удельные расходы смеси в жидкостных ракетных двигателях по сравнению с другими типами авиационных двигателей являются основным недостатком, ограничивающим применение жидкостных ракетных двигателей в авиации.

Вместе с тем такие качества жидкостных ракетных двигателей, как большая величина силы тяги при малых габаритах

и весе двигателей, дают возможность применять их для истребителей-перехватчиков, действующих ограниченное время, но обладающих большими вертикальными и горизонтальными скоростями.

Большая величина силы тяги, развиваемой жидкостным ракетным двигателем, позволяет также осуществить экспериментальные полеты, скорость которых может значительно превышать скорость звука.

Жидкостный ракетный двигатель применяется в настоящее время в авиации в качестве самостоятельной двигательной установки самолета, в качестве ускорителя, стартовой ракеты, а также совместно с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Весьма эффективно применение жидкостного ракетного двигателя в качестве двигательной установки на ракетах, служащих как для научных, так и для боевых целей.

При современном состоянии техники легко осуществить ракету с жидкостным ракетным двигателем, оснащенную необходимыми приборами, для полета на высоте  $150 \div 200$  км. Известна, например, получившая практическое применение боевая ракета с кислородно-спиртовым двигателем, развивающая силу тяги  $R = 25\,000$  кг при расходе смеси  $G_{см} = 125$  кг/сек. Дальность полета этой ракеты составляла 300 км, а максимальная скорость полета — около 5000 км/час.

Развитие жидкостных ракетных двигателей в настоящее время идет по пути изыскания методов увеличения удельной тяги. В случае повышения удельной тяги до  $R_{уд} = 300 \div 400$  кг сек/кг смеси возможность использования жидкостных ракетных двигателей значительно расширится.

---

### ГЛАВА III

## ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ПВРД)

### § 6. Устройство и рабочий процесс прямооточного двигателя

Принципиальная схема прямооточного воздушно-реактивного двигателя для дозвуковых скоростей полета изображена на рис. 30.

При обдуве или при движении самолета со скоростью  $V$  струя воздуха площадью  $f_0$  входит в двигатель. На входном участке 0—2 (рис. 30) уменьшается скорость течения воз-

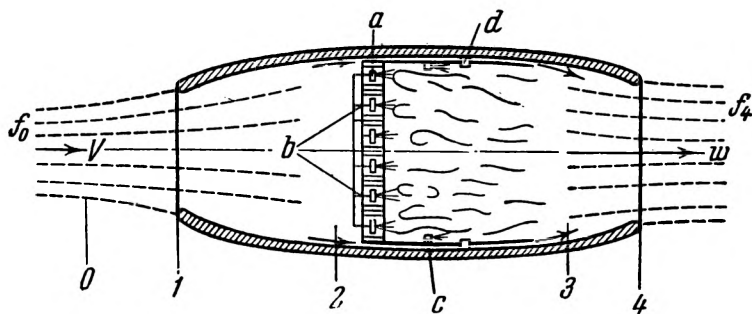


Рис. 30. Принципиальная схема прямооточного воздушно-реактивного двигателя для дозвуковых скоростей полета:

$a$  — фронтальное устройство;  $b$  — рабочие форсунки;  $c$  — пусковая форсунка;  $d$  — свеча зажигания

духа и повышается давление, достигающее наибольшего значения в сечении 2.

В реальных двигателях процесс динамического сжатия воздуха, т. е. повышения давления за счет уменьшения скорости течения, происходит частично вне диффузора на уча-

стке 0—1. Повышение давления на этом участке происходит без потерь, в результате чего общие входные потери уменьшаются. С увеличением давления  $p_2$  улучшается использование тепла в двигателе. Действительно, сила тяги ПВРД зависит от скорости истечения, которая в свою очередь зависит от температуры и давления в камере сгорания двигателя, — чем больше давление и температура в камере, тем больше скорость истечения. Поэтому при данной скорости полета скорость воздуха в конце диффузора (сечение 2 на рис. 30) должна быть по возможности меньше, так как с уменьшением  $w_2$  повышается  $p_2$ . Уменьшение же скорости потока  $w_2$  возможно путем увеличения отношения сечений  $\frac{f_2}{f_0}$ .

Однако значительное увеличение отношения  $\frac{f_2}{f_0}$  приводит к увеличению габаритов и увеличению внешнего сопротивления двигателя. Расчеты показывают, что если величина  $z = \left(\frac{w_2}{V}\right) = 0,02 \div 0,01$ , то дальнейшее уменьшение скорости  $w_2$  с целью увеличения давления  $p_2$  не имеет большого значения, так как давление  $p_2$  будет уменьшаться весьма мало.

На дозвуковых скоростях полета величина  $z = \left(\frac{w_2}{V}\right)^2 = 0,02 \div 0,01$  достигается при значениях  $\frac{f_2}{f_0} = 5,0 \div 7,0$  (в зависимости от скорости полета). С увеличением скорости полета, ввиду увеличения сжимаемости воздуха, отношение  $\frac{f_2}{f_0}$ , соответствующее данному значению  $\left(\frac{w_2}{V}\right)^2$ , уменьшается.

Из диффузора воздух с давлением  $p_2$  и скоростью  $w_2$  поступает в камеру сгорания, в которую впрыскивается топливо. Для лучшего перемешивания топлива с воздухом и улучшения процесса сгорания топлива в камере обычно устанавливаются так называемые фронтные устройства, представляющие собой турбулизаторы различных типов. Фронтные устройства, обеспечивающие хорошее смесеобразование и сгорание, в то же время должны обладать минимальным гидравлическим сопротивлением, так как избыточное давление в камере при дозвуковых скоростях полета очень мало.

Наличие в камерах сгорания прямооточных воздушно-реактивных двигателей больших скоростей потока (до  $50 \div 60$  м/сек в начале камеры и до  $300$  м/сек и более в конце камеры), с одной стороны, и необходимость иметь минимальные сопротивления фронтных устройств, с другой, создают большие трудности в организации процесса горения в двигателе. Дополнительные затруднения с организацией процесса горения возникают при увеличении высоты полета в связи

с уменьшением давления и главное — температуры окружающего воздуха.

Топливом в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, как правило, является бензин. Для обеспечения зажигания камера двигателя обычно снабжается пусковыми устройствами в виде нескольких специальных предкамер зажигания с пусковыми форсунками. После достижения устойчивого горения в предкамерах бензин подается через основные форсунки. Основное топливо воспламеняется от горящего факела, выходящего из предкамер.

Камера сгорания прямоточного двигателя обычно имеет цилиндрическую форму. В этом случае давление вдоль камеры понижается вследствие наличия гидравлических сопротивлений, а также увеличения скорости газа при повышении его температуры при сгорании.

Таким образом, продукты сгорания, образовавшиеся в камере, в сечении двигателя 3 имеют несколько меньшее, чем в сечении 2, давление  $p_3$  и повышенную температуру  $T_3$ .

Из камеры сгорания продукты сгорания поступают в реактивное сопло (участок 3—4), в котором происходит процесс расширения газов и увеличения их скорости.

Для дозвуковых скоростей полета сопло имеет форму простого сужающегося канала, в котором давление газов падает от давления  $p_3$  до давления окружающего воздуха  $p_0$ , а скорость увеличивается до некоторой величины  $w_4$  (выходная скорость, или скорость истечения). В связи с повышением температуры воздуха в камере при сгорании топлива скорость истечения оказывается больше скорости полета  $V$ .

Площадь сечения выходящей струи  $f_4$  всегда больше сечения входящей струи  $f_0$ , так как плотность газа с повышением температуры уменьшается сильнее, чем увеличивается скорость истечения.

На рис. 31 показано изменение параметров газа по длине двигателя. Во входной части двигателя (участок 0—2) давление воздуха за счет дина-

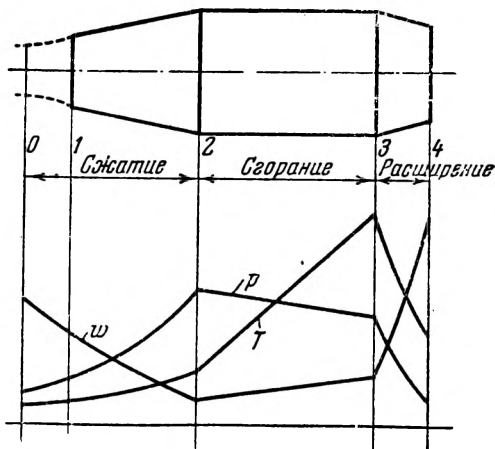


Рис. 31. Изменение параметров газа в дозвуковом прямоточном воздушно-реактивном двигателе



мического напора повышается от  $p_0$  до  $p_2$ . В камере сгорания (участок 2—3) давление газа несколько падает от  $p_2$  до  $p_3$  вследствие гидравлических сопротивлений и увеличения скорости потока газа при повышении температуры. В реактивном сопле (участок 3—4) газ расширяется и давление его падает от  $p_3$  до  $p_4 = p_0$ .

Характер изменения скорости потока в двигателе противоположен изменению давления. Во входной части двигателя (участок 0—2) скорость воздуха уменьшается от  $V$  до  $w_2$ . В камере сгорания (участок 2—3) в связи с увеличением температуры газа скорость его увеличивается от  $w_2$  до  $w_3$ . В реактивном сопле (участок 3—4) при расширении газа происходит увеличение скорости газа от  $w_3$  до  $w_4$ .

Скорость газа  $w_4$  в выходном сечении сопла представляет собой скорость истечения газа из двигателя. Поэтому в формуле для определения силы тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя:

$$R = \frac{G_B}{g} (\beta w - V),$$

величина  $w = w_4$ .

Температура воздуха (газа) изменяется по длине двигателя следующим образом.

Во входной части (участок 0—2) в связи с увеличением давления температура воздуха увеличивается от  $T_0$  до  $T_2$ . В камере сгорания (участок 2—3) происходит сгорание топлива и температура воздуха возрастает от  $T_2$  до  $T_3$ .

Температура  $T_3$  является максимальной температурой в двигателе и зависит от количества поданного в камеру сгорания топлива и воздуха, т. е. от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ .

В реактивном сопле на участке 3—4 в связи с расширением газа происходит падение температуры от  $T_3$  до  $T_4$ . Из реактивного сопла двигателя газы выходят с температурой  $T_4 > T_0$  и дальнейшее охлаждение газа происходит в окружающей среде, вне двигателя.

Рассмотренное изменение параметров газа относится к прямоточному воздушно-реактивному двигателю, работающему при дозвуковых скоростях полета.

Схема идеального сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя изображена на рис. 32.

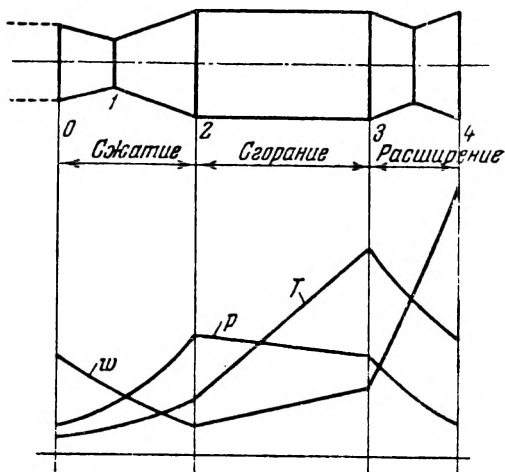
Идеальный сверхзвуковой прямоточный двигатель отличается от дозвукового конфигурацией входного диффузора и реактивного сопла.

Так как в сверхзвуковом прямоточном воздушно-реактивном двигателе воздух поступает в двигатель со скоростью, большей скорости звука в окружающей среде  $a_0$ , то превращение кинетической энергии в потенциальную, т. е. уменьшение скорости потока и увеличение давления воздуха, может

быть осуществлено в диффузоре, который сначала сужается, а затем расширяется (участок 0—1—2).

При сверхзвуковой скорости полета в таком идеальном диффузоре будет происходить непрерывное увеличение давления воздуха, повышение температуры и уменьшение скорости потока до небольших дозвуковых значений.

Совершенно так же при расширении газа в реактивном сопле для перехода дозвуковой скорости газа перед соплом в сверхзвуковую скорость в выходном сечении сопла реактивное сопло должно сначала сужаться, а затем расширяться. В этом случае в реактивном сопле будет происходить непрерывное уменьшение давле-



ния от  $p_3$  до  $p_4 = p_0$  и увеличение скорости потока от  $w_3$  до  $w_4$ . При наличии расширяющейся части сопла скорость истечения газа из сопла  $w_4$  при сверхзвуковых скоростях полета также окажется сверхзвуковой. Температура газа в сопле будет уменьшаться от  $T_3$  до  $T_4$ , при этом  $T_4$  будет больше  $T_0$ , и полное охлаждение газа, т. е. уменьшение его температуры до температуры окружающей среды  $T_0$ , произойдет вне двигателя.

Процесс горения в камере сверхзвукового двигателя и изменение параметров газа на участке 2—3 протекают так же, как и в дозвуковом двигателе.

Заранее отметим, что в реальном сверхзвуковом двигателе применение идеального диффузора, имеющего сначала сужающийся канал, а затем расширяющийся, не имеет практического смысла. Как будет видно из дальнейшего, при сверхзвуковых скоростях полета перед входом в двигатель возникает скачок уплотнения воздуха, за которым скорость потока оказывается меньше скорости звука, в связи с чем практически и в сверхзвуковом двигателе следует применять только расширяющийся диффузор, снабженный специальными устройствами для уменьшения потерь давления при торможении потока на входе в двигатель.

Что касается реактивного сопла, то при сверхзвуковых скоростях полета для получения полного расширения газа и достижения максимальных скоростей истечения газа применение расширяющегося сопла часто является целесообразным и практически оправданным.

## § 7. Процесс динамического сжатия и потери в прямооточном двигателе

При разных скоростях полета  $V$  на входе в двигатель будет иметь место различное по величине сжатие воздуха и через двигатель будет проходить различное весовое количество воздуха, в связи с чем характеристики прямооточного воздушно-реактивного двигателя в сильной степени зависят от скорости полета.

Это влияние скорости полета на работу прямооточного воздушно-реактивного двигателя оказывается различным для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета, так как характер процесса динамического сжатия в очень сильной степени зависит от того, происходит ли сжатие воздуха в двигателе при дозвуковых или сверхзвуковых скоростях полета.

Рассмотрим особенности динамического сжатия воздуха при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

Для дозвуковых скоростей полета процесс сжатия воздуха во входной части двигателя в идеальном случае происходит адиабатически, т. е. без потерь на трение и вихреобразование и при отсутствии теплообмена между сжимаемым газом и окружающей средой.

В действительности сжатие воздуха происходит с отклонением от адиабатического процесса в связи с наличием потерь, которые приводят к понижению давления в конце диффузора. Это понижение давления учитывается в расчетах с помощью коэффициентов потерь, определяемых опытным путем.

Для количественной оценки величины потерь давления в диффузоре удобно пользоваться коэффициентом

$$\sigma_{\text{диф}} = \frac{p_2}{p_{2\text{ад}}}, \quad (35)$$

где  $p_2$  — действительное давление сжатия воздуха в конце диффузора;

$p_{2\text{ад}}$  — давление воздуха в конце диффузора в случае адиабатического сжатия без потерь.

Опыт показывает, что при удовлетворительно выполненных диффузорах потери при сжатии составляют небольшую величину и коэффициент  $\sigma_{\text{диф}} = 0,96 \div 0,98$ .

Перейдем к рассмотрению динамического сжатия при сверхзвуковых скоростях полета.

При сверхзвуковых скоростях полета сжатие воздуха во входной части двигателя происходит не по идеальной адиабате, а со скачками уплотнения, приводящими к значительным потерям энергии и снижению давления сжатия. При таком сжатии потери на вихреобразование и трение (внутреннее сопротивление диффузора) по сравнению с потерями в скачке уплотнения весьма незначительны.

Остановимся несколько подробнее на торможении потока с наличием скачков уплотнения.

Динамическое сжатие сверхзвукового потока представляет весьма сложный процесс, который в каждом отдельном случае может протекать различно.

Прежде всего укажем, что переход от дозвуковой скорости к сверхзвуковой, с которым приходится встречаться, например, в соплах реактивных двигателей, происходит плавно, с малыми потерями. Такой переход практически всегда можно осуществить в соплах, имеющих сначала сужающийся, а затем расширяющийся канал.

Обратный же переход от сверхзвуковой скорости к дозвуковой практически характеризуется резким (ударным) изменением скорости, плотности, температуры и большими потерями, приводящими к значительно меньшему давлению торможения по сравнению с давлением торможения безударного адиабатического сжатия.

Полным давлением, или давлением торможения  $p^*$ , называется давление полностью заторможенного газового потока, причем процесс торможения предполагается адиабатическим. Полное давление можно интерпретировать как давление в ресивере, подключенном к рассматриваемому сечению, из которого газ с давлением  $p^*$  течет до рассматриваемого сечения без потерь, а затем — с потерями, присущими данному каналу. Уменьшение полного давления в потоке, например, из-за трения, является мерой потерь, снижающих «работоспособность» газа. Действительно, если в газовом потоке, текущем по некоторому каналу, полное давление снизилось, то ясно, что при неизменном противодействии  $p_0$  в пространстве, куда вытекает газ, скорость его на выходе из канала будет меньше, так как скорость течения зависит от перепада давления  $\frac{p^*}{p_0}$ .

Отсюда следует, что если из-за возникновения скачков уплотнения, трения, вихреобразования и пр. полное давление в потоке снижается, то скорость на выходе из реактивного сопла уменьшится, что при прочих равных условиях приведет к уменьшению тяги реактивного двигателя.

Изменение плотности, температуры и скорости газа при переходе от сверхзвуковой к дозвуковой скорости происходит с образованием сильной волны давления в очень тонком слое газа (толщина этого слоя порядка  $10^{-5} \div 10^{-6}$  мм). В резуль-

тате происходит практически скачкообразное, ударное изменение параметров газового потока. Это обстоятельство и дает основание называть рассматриваемое явление ударной волной, скачком давления, скачком уплотнения и т. д.

Чем сильнее ударная волна, тем больше скорость ее распространения. Сильные ударные волны распространяются со скоростями, значительно большими, чем скорость звука, под которой, как известно, понимается скорость распространения слабых акустических возмущений, не сопровождающихся заметным повышением температуры и давления. Объясняется это тем, что в области значительного повышения давления (в ударной волне) увеличивается температура, вследствие чего местная скорость звука, т. е. скорость распространения ударной волны, оказывается больше, чем скорость распространения слабых акустических возмущений, не сопровождающихся заметным повышением давления и температуры.

Практически скачки уплотнения возникают всегда, когда скорость тела относительно газа больше скорости звука. Скачки уплотнения возникают и при входе газа в каналы, например, в диффузоры воздушно-реактивных двигателей.

На рис. 33 показаны фотографии обтекания пули и полого тела при сверхзвуковых скоростях полета. На обоих снимках ясно видны скачки уплотнения (темные линии).

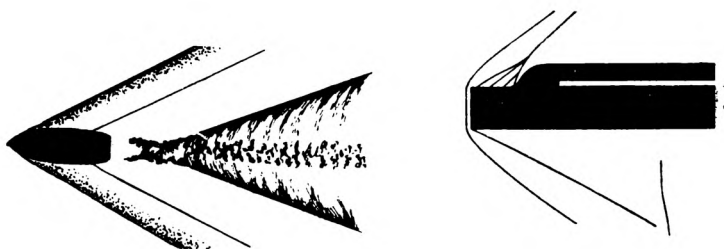


Рис. 33. Фотографии обтекания пули и полого тела при сверхзвуковых скоростях полета

В случае обтекания полого тела плоскость скачка перед каналом тела перпендикулярна направлению скорости. Скачок уплотнения, фронт (плоскость) которого перпендикулярен вектору скорости, называется п р я м ы м скачком.

Кроме прямого скачка встречаются так называемые косые скачки уплотнения, фронт которых с направлением скорости составляет некоторый угол  $\alpha$ , меньший чем  $90^\circ$ . Косые скачки уплотнения получаются в том случае, когда газ, переходя через фронт скачка, изменяет направление течения. Это может иметь место при обтекании клина или тела вращения с острым концом (рис. 33), а также в специально спрофилированных диффузорах воздушно-реактивных двигателей.

Чем интенсивнее скачок уплотнения, т. е. чем резче за скачком изменяются скорость, давление, плотность и температура, тем при данной скорости полета оказывается больше угол  $\alpha$ . Прямой скачок ( $\alpha = 90^\circ$ ) является самым интенсивным и обладает наибольшей скоростью распространения.

В качестве примера на рис. 34 показаны случаи обтекания сверхзвуковым потоком постоянной скорости  $V$  клина с разными углами раствора  $\varphi$ . С увеличением угла  $\varphi$  интенсивность и угол наклона скачка  $\alpha$  увеличиваются.

При некотором максимальном угле раствора клина  $\varphi_{\text{макс}}$  скачок уплотнения отходит от клина и перед ним образуется так называемая головная волна с переменными по длине

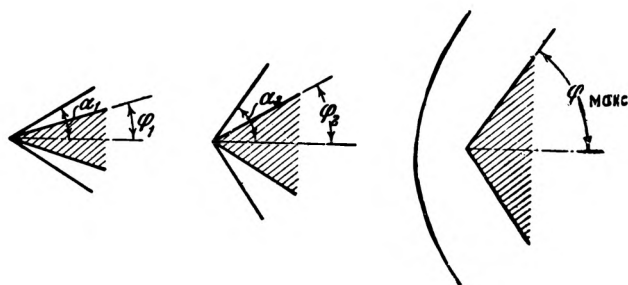


Рис. 34. Обтекание клина сверхзвуковым потоком при различных углах раствора клина

углом и интенсивностью скачка. В центральной части этой волны скачок является прямым ( $\alpha = 90^\circ$ ).

При переходе газа через фронт скачка скорость потока относительно тела уменьшается. При прямом скачке скорость за скачком всегда становится дозвуковой, а при косом может остаться сверхзвуковой или же уменьшиться до дозвуковой, в зависимости от величины угла  $\alpha$  наклона фронта скачка к направлению скорости. Величина угла  $\alpha$  при обтекании данного остроконечного тела зависит от скорости полета или, точнее, от безразмерного числа  $M$ , характеризующего скорость полета и представляющего собой отношение скорости полета к скорости звука в окружающей среде, т. е.

$$M = \frac{V}{a}, \quad (36)$$

где  $V$  — скорость полета;

$a$  — скорость звука в окружающей среде.

Скорость звука зависит от температуры среды и определяется формулой:

$$a = \sqrt{gkRT},$$

где  $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$  — ускорение силы тяжести;

$k = \frac{c_p}{c_v}$  — показатель адиабатического процесса (для воздуха  $k = 1,4$ ), равный отношению удельных теплостей при постоянном давлении и постоянном объеме;

$R$  — газовая постоянная (для воздуха  $R = 29,3 \text{ кгм/кг}^\circ \text{ абс}$ );

$T$  — абсолютная температура.

При скорости полета, равной скорости звука, т. е. при  $V = a$ , число  $M = 1$ . При скорости полета, меньшей скорости звука ( $V < a$ ), число  $M < 1$ . На старте, очевидно,  $M = 0$ . При скорости полета, большей скорости звука ( $V > a$ ), число  $M > 1$ .

В дальнейшем, как это принято в теории реактивных двигателей, все скоростные характеристики двигателей будут строиться в зависимости от числа  $M$ .

Переход от сверхзвуковой к дозвуковой скорости течения может осуществляться через один или несколько скачков уплотнения, в зависимости от профиля тела, обтекаемого газом, а в случае движения газа в диффузоре — в зависимости от профиля входной части канала.

Например, возможны случаи перехода от сверхзвуковой скорости течения к дозвуковой через один прямой скачок уплотнения, через два скачка — косой и прямой, через три скачка — два косых и прямой, через четыре скачка — три косых и прямой и т. д. Характер и число скачков определяются профилем обтекаемого тела. В частности, для диффузоров воздушно-реактивных двигателей система скачков, возникающих при входе воздуха со сверхзвуковой скоростью, определяется профилем входной части диффузора.

Предельным случаем косого скачка наименьшей интенсивности является волна акустических возмущений. Угол ( $\alpha_M$  между фронтом волны акустических возмущений и направлением скорости определяется соотношением:

$$\sin \alpha_M = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}. \quad (37)$$

Таким образом, угол между фронтом ударных волн и направлением скорости в зависимости от интенсивности скачков уплотнения может лежать в пределах:

$$\alpha_M \leq \alpha \leq 90^\circ.$$

Из приведенных кратких сведений видно, что динамическое сжатие при переходе от сверхзвуковой скорости к дозвуковой является весьма сложным процессом и, как будет показано ниже, сопровождается значительными потерями.

Самым простым, но вместе с тем и самым невыгодным, является переход от сверхзвуковой к дозвуковой скорости с помощью одного прямого скачка уплотнения. Прямой скачок получается перед диффузором, схема которого изображена на рис. 35.

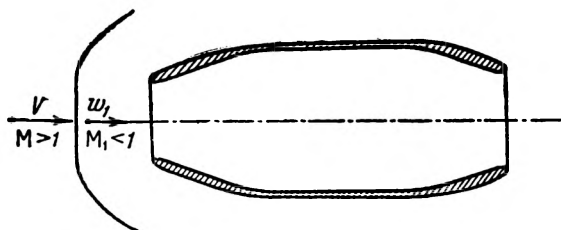


Рис. 35. Схема диффузора с прямым скачком уплотнения

При переходе через фронт скачка скорость воздуха уменьшается и за скачком становится меньше скорости звука ( $w_1 < a_1$  и  $M_1 < 1$ ). Дальнейшее уменьшение скорости потока и увеличение давления происходит на входе в двигатель, имеющий обычный дозвуковой диффузор. Динамическое сжатие при наличии прямого скачка уплотнения происходит с большими потерями и сильным уменьшением конечного давления по сравнению с давлением сжатия по идеальной адиабате, т. е. при отсутствии скачка и потерь в диффузоре.

На рис. 36 приведены зависимости возрастания полного давления от числа  $M$ , т. е. от скорости полета, для сжатия без потерь  $\frac{p_{ад}^*}{p_0}$  и при наличии одного прямого скачка уплотнения  $\frac{p_{ск}^*}{p_0}$ .

Как видим, давление в конце сжатия,

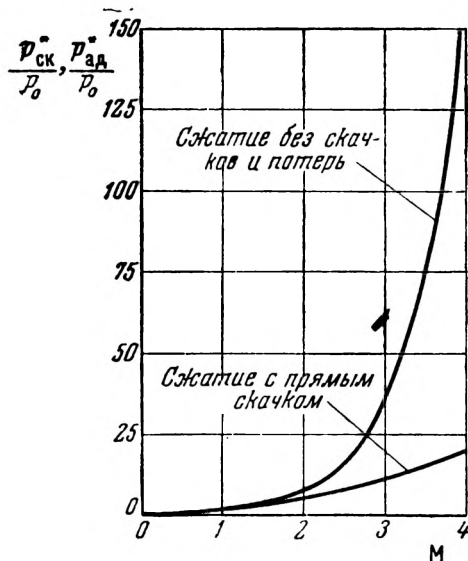


Рис. 36. Зависимость давления торможения от числа  $M$  при адиабатическом и ударном (с прямым скачком) сжатии



т. е. в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, при  $M > 2$  в случае прямого скачка значительно ниже, чем при идеальном сжатии без скачка и потерь, что приведет к уменьшению силы тяги двигателя и увеличению удельного расхода топлива.

В связи с этим для воздушно-реактивных двигателей — прямоточных и газотурбинных — особое значение приобретают методы уменьшения потерь давления при торможении сверхзвукового потока.

Исследования показывают, что уменьшения потерь давления при торможении сверхзвукового потока можно достигнуть, организовав переход от сверхзвуковой скорости к дозвуковой посредством ряда

косых скачков, заканчивающихся слабым прямым скачком.

Для образования косых скачков в диффузорах используют острый конус, выдвинутый вперед, навстречу потоку (рис. 37).

Угол конуса определяет изменение направления потока и интенсивность первого косого скачка. Для уменьшения потерь положение конца конуса, так же как и точки излома, где начинаются второй и третий косые скачки, выбирают таким образом, чтобы плоскости всех скачков уплотнения проходили через верхнюю кромку диффузора, у которой, в случае если скорость после последнего косого скачка остается сверхзвуковой, образуется прямой скачок.

На рис. 37 показаны принципиальные схемы диффузоров с различными системами скачков уплотнения.

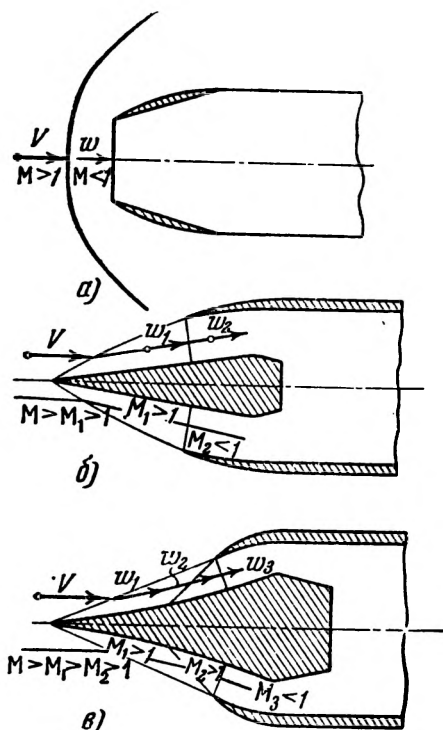


Рис. 37. Принципиальные схемы диффузоров с различными системами скачков уплотнения:

а — схема диффузора с прямым скачком; б — схема диффузора с одним косым и одним прямым скачками; в — схема диффузора с двумя косыми и одним прямым скачками

зора с прямым скачком. Здесь дозвуковая скорость достигается сразу же за прямым скачком.

На рис. 37, б показана схема диффузора с одним косым и одним прямым скачками уплотнения. Здесь в косом скачке скорость уменьшается от величины скорости полета  $V$  до некоторой величины  $w_1$ , однако скорость  $w_1$  за косым скачком остается больше местной скорости звука. Следовательно, за косым скачком число  $M_1 < M$ , но все же остается больше единицы:  $M_1 > 1$ . В следующем прямом скачке скорость переходит через скорость звука и становится меньше скорости звука:  $w_2 < a_2$ . Следовательно, за прямым скачком число  $M$  оказывается меньше единицы ( $M_2 < 1$ ) и дальнейшее сжатие происходит в обычном дозвуковом диффузоре.

На рис. 37, в показана схема диффузора с двумя косыми скачками и одним прямым. В этом случае за первым косым скачком  $w_1 < V$  и  $M_1 < M$ , однако  $M_1 > 1$  и  $w_1 > a_1$ . За вторым косым скачком также  $w_2 < w_1$  и  $M_2 < M_1$ , но  $M_2 > 1$  и  $w_2 > a_2$ . Наконец, за прямым скачком уплотнения  $w_3 < w_2$  и  $M_3 < M_2$ , однако здесь уже  $M_3 < 1$  и  $w_3 < a_3$ , т. е. поток становится дозвуковым.

Смысл применения описанных выше систем скачков уплотнения заключается в том, что при переходе потока через косые скачки потери сравнительно невелики, а замыкающий прямой скачок возникает при меньших скоростях потока перед ним, в связи с чем интенсивность его будет уменьшена и вся система скачков будет давать меньшие потери давления.

Влияние различных оптимальных систем скачков уплотнения<sup>1</sup> на коэффициент восстановления давления, по данным Г. И. Петрова и Е. П. Ухова, показано на рис. 38, на котором по оси абсцисс отложены значения числа  $M$ , а по оси ординат — коэффициенты восстановления давления в диффузоре

$\sigma_{\text{ск}} = \frac{p_{\text{ск}}^*}{p_{\text{ад}}^*}$ , где  $p_{\text{ск}}^*$  — полное давление в конце диффузора при наличии скачков уплотнения, а  $p_{\text{ад}}^*$  — полное давление в конце диффузора в случае сжатия по идеальной адиабате без скачков и потерь.

Данные рис. 38 показывают, что при  $M \leq 1,0$ , т. е. для дозвуковых и звуковых скоростей полета, потери давления при торможении определяются только внутренними сопротивлениями диффузора.

При  $M \leq 1,5$  для получения малых потерь давления при торможении практически достаточно иметь диффузор с одним

<sup>1</sup> Для данной системы скачков оптимальный вариант соответствует максимальному восстановлению давления, зависящему от выбора углов наклона скачков уплотнения.

прямым скачком, т. е. диффузор без специальных устройств для создания косых скачков. Сложные системы скачков в этой области скоростей полета можно не применять.

При  $M \geq 2,0 \div 2,5$  для получения относительно малых потерь давления необходимо применять сложные системы скачков с числом скачков не менее трех.

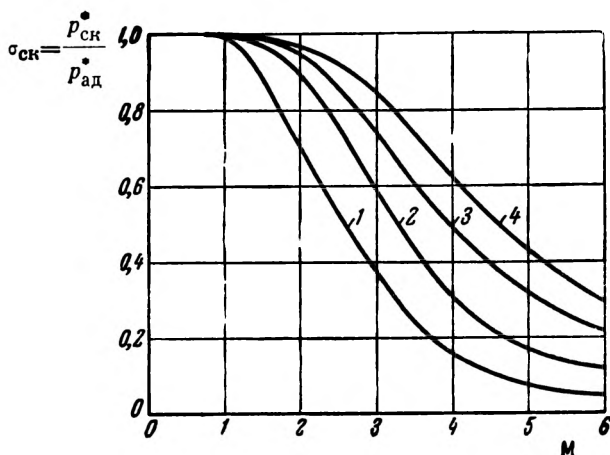


Рис. 38. Зависимость оптимального восстановления полного давления в различных системах скачков уплотнения от числа  $M$  набегающего потока:

1 — прямой скачок; 2 — косой плюс прямой скачки; 3 — два косых плюс прямой скачки; 4 — три косых плюс прямой скачки

Давление заторможенного потока в конце диффузора при сверхзвуковых скоростях полета может быть подсчитано по формуле:

$$P_2^* = \sigma_{\text{диф}} \sigma_{\text{ск}} P_{2\text{ад}}^* \quad (38)$$

где  $\sigma_{\text{диф}} = 0,96 \div 0,98$  — коэффициент потерь диффузора;  
 $\sigma_{\text{ск}}$  — коэффициент восстановления давления в диффузоре, выбираемый в зависимости от принятой системы скачков;

$P_{2\text{ад}}^*$  — полное давление сжатия при отсутствии скачков и потерь.

Таковы в кратких чертах процессы, сопровождающие динамическое сжатие воздуха и приводящие в ряде случаев к значительным потерям давления.

Кроме потерь давления при сжатии и на входе в прямом воздушном реактивном двигателе, потери давления имеют место и в камере сгорания и в реактивном сопле.

В камере сгорания потери давления складываются из двух частей. Во-первых, в камере происходит падение давления  $\Delta p_1$ , связанное с повышением скорости течения газа из-за подогрева; во-вторых, наличие в камере специальных фронтowych устройств для улучшения сгорания приводит к потерям давления  $\Delta p_2$  из-за гидравлического сопротивления этих устройств.

Таким образом, общее падение давления в камере

$$\Delta p = \Delta p_1 + \Delta p_2.$$

Падение давления в камере может быть определено с помощью коэффициента давления в камере  $\sigma_{к.с.}$ , представляющего собой отношение полных давлений в конце и в начале камеры сгорания, т. е.

$$\sigma_{к.с.} = \frac{p_3^*}{p_2^*}, \quad (39)$$

где  $p_3^*$  — полное давление в конце камеры;

$p_2^*$  — полное давление в начале камеры.

Для ориентировочных расчетов значения  $\sigma_{к.с.}$  можно принимать равным  $\sigma_{к.с.} = 0,92 \div 0,96$ .

Потери в выходном сопле при расширении газов также могут быть оценены коэффициентом давления сопла:

$$\sigma_c = \frac{p_4^*}{p_3^*}, \quad (40)$$

где  $p_4^*$  — полное давление в выходном сечении сопла;

$p_3^*$  — полное давление в конце камеры.

Значение  $\sigma_c$  в сильной степени зависит от скорости полета, т. е. от числа  $M$ . Расчеты показывают, что значение  $\sigma_c$  меняется от  $\sigma_c = 0,98 \div 0,99$  при  $M < 1$  до  $\sigma_c = 0,7$  и ниже при  $M \approx 3,0$ .

Зная потери давления во входной части двигателя, в камере сгорания и сопле, можно оценить суммарные потери давления в двигате-

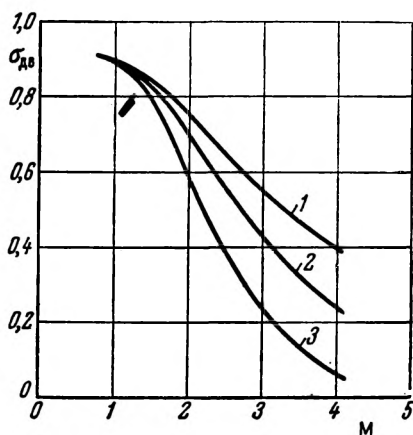


Рис. 39. Изменение полного коэффициента давления прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$ :

1 — адиабатическое сжатие; 2 — два косых плюс прямой скачки; 3 — прямой скачок

ле. Суммарные потери полного давления в прямооточном воздушно-реактивном двигателе могут быть выражены общим коэффициентом давления  $\sigma_{\text{дв}}$ , являющимся произведением четырех коэффициентов:

$$\sigma_{\text{дв}} = \sigma_{\text{диф}} \sigma_{\text{ск}} \sigma_{\text{н.с}} \sigma_{\text{с}}.$$

Численные значения общего коэффициента давления, особенно на сверхзвуковых скоростях полета, можно точно установить в каждом конкретном случае только при наличии достаточного экспериментального материала, характеризующего потери в двигателе.

На рис. 39 показано примерное изменение коэффициента давления всего двигателя  $\sigma_{\text{дв}}$  по скорости полета (числу  $M$ ) для случаев адиабатического и ударного сжатия.

## § 8. Характеристики прямооточного двигателя

Перейдем к рассмотрению характеристик прямооточного воздушно-реактивного двигателя<sup>1</sup>.

Эффективный к.п.д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя, характеризующий его как тепловой двигатель, определяется выражением:

$$\eta_e = \frac{AG_B(\beta w_4^2 - V^2)}{2g G_T H_u} = \frac{A \cdot \alpha L_0(\beta w_4^2 - V^2)}{2g H_u}, \quad (41)$$

где  $\alpha$  — коэффициент избытка воздуха;

$L_0$  — теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг топлива.

Эффективный к.п.д. ПВРД при заданном значении коэффициента избытка воздуха, т. е. при постоянном значении  $\Delta T_{\text{кр}} = T_3 - T_2$ , в очень сильной степени зависит от скорости полета, которая определяет величину  $(w_4^2 - V^2)$ . С увеличением скорости полета в прямооточном воздушно-реактивном двигателе увеличивается давление сжатия и давление газов в камере сгорания, в результате чего увеличится скорость истечения газов из сопла  $w_4$  и, следовательно, возрастет эффективный к.п.д. двигателя.

Влияние скорости полета (числа  $M$ ) на величину эффективного к.п.д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя показано на рис. 40. Значения эффективного к.п.д. под-

<sup>1</sup> Характеристики ПВРД рассматриваются по параметрам заторможенного потока, в которых для краткости значок \* опущен.

считаны с учетом всех потерь для  $\Delta T_{сг} = T_3 - T_2 = 1500^\circ \text{ абс}$  ( $\alpha \approx 1,5$ ). Пунктирная кривая характеризует изменение  $\eta_e$  при прямом скачке уплотнения, а сплошная — при косом скачке.

Приведенные данные показывают, что эффективный к. п. д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя очень сильно зависит от скорости полета, увеличиваясь с ростом последней.

При малых (дозвуковых,  $M < 1$ ) скоростях полета эффективный к.п.д. имеет очень малую величину ( $\eta_e < 0,1$ ). Так, при  $M = 0,8$  значение  $\eta_e \approx 0,05$ , а при  $M = 0,5$  —  $\eta_e \approx 0,03$ .

Удельный расход топлива  $C_e$ , отнесенный к эффективной мощности двигателя, определяемый из выражения:

$$C_e = \frac{632}{\eta_e H_u},$$

оказывается очень высоким. Так, при  $M = 0,8$   $C_e \approx 1,26 \text{ кг/л. с. час}$ , а при  $M = 0,5$   $C_e \approx 2,1 \text{ кг/л. с. час}$ .

У бензиновых поршневых двигателей эффективный к. п. д.  $\eta_e$  и удельный расход топлива  $C_e$  как известно, характеризуются средними значениями  $\eta_e = 0,25$  и  $C_e = 0,225 \text{ кг/л. с. час}$ , т. е. поршневые двигатели по сравнению с прямооточными воздушно-реактивными двигателями при  $M = 0,8$  обладают примерно в пять раз большей экономичностью.

Таким образом, на дозвуковых скоростях полета прямооточные воздушно-реактивные двигатели как тепловые двигатели обладают низкими качествами и по экономичности значительно уступают поршневым двигателям. Объясняется это тем, что повышение давления в прямооточном воздушно-реактивном двигателе определяется только динамическим сжатием, которое на малых скоростях полета оказывается весьма неэффективным.

С увеличением скорости полета характеристики прямооточных воздушно-реактивных двигателей как тепловых двигате-

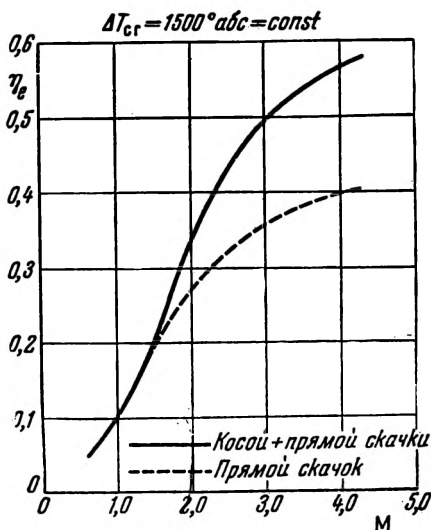


Рис. 40. Изменение эффективного к. п. д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$  для различных систем скачков при  $\Delta T_{сг} = 1500^\circ \text{ абс} = \text{const}$

лей значительно улучшаются. Уже при  $M \approx 1,7$  эффективный к. п. д. прямооточного двигателя достигает значения, равного эффективному к. п. д. бензинового двигателя ( $\eta_e = 0,25$ ), и при  $M = 3,0$  в случае сжатия с косым и прямым скачками эффективный к. п. д. прямооточного двигателя достигает величины  $\eta_e = 0,5$  (рис. 40).

Качество прямооточного воздушно-реактивного двигателя как теплового двигателя на больших сверхзвуковых скоростях полета сильно зависит от величины потерь в процессе сжатия, т. е. от характера ударного сжатия.

При сжатии с одним прямым скачком из-за увеличения потерь давления эффективный к. п. д. двигателя оказывается меньше, чем при сжатии с косым и прямым скачками. Из рис. 40 видно, что при  $M = 3,0$  в случае сжатия с одним прямым скачком эффективный к. п. д. двигателя  $\eta_e = 0,35$ , а в случае сжатия с косым и прямым скачками  $\eta_e = 0,5$ .

Следует отметить, что построенная на рис. 40 зависимость эффективного к. п. д. прямооточного двигателя от скорости полета относится к случаю  $\Delta T_{cr} = T_3 - T_2 = \text{const}$ , когда остается постоянным коэффициент избытка воздуха  $\alpha$ , который и обеспечивает на разных скоростях полета одинаковую разность температур  $T_3 - T_2$ .

В этом случае с увеличением скорости полета увеличивается температура в конце сжатия  $T_2$  и соответственно при данном коэффициенте избытка воздуха  $\alpha$  увеличивается и температура сгорания  $T_3$ . Следовательно, с увеличением скорости полета температура сгорания  $T_3$  растет.

Если двигатель работает при ограниченной максимальной температуре  $T_3$  на всех скоростях полета, то с увеличением скорости полета разность  $\Delta T_{cr} = T_3 - T_2$  уменьшается в связи с ростом  $T_2$ . Очевидно, при  $T_3 = \text{const}$  коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  будет увеличиваться с увеличением скорости полета, так как в этом случае с увеличением числа  $M$  и, следовательно, температуры  $T_2$  количество топлива, подаваемого в камеру, должно уменьшаться.

Зависимость эффективного к. п. д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя от скорости полета (числа  $M$ ), вычисленного с учетом всех потерь для случая  $T_3 = 2150^\circ \text{ abs} = \text{const}$ , представлена на рис. 41. В отличие от случая  $\Delta T_{cr} = \text{const}$  при  $T_3 = \text{const}$  эффективный к. п. д. имеет максимум при определенном значении  $M$ , тем большем, чем больше  $T_3$ .

Наличие максимума  $\eta_e$  объясняется тем, что с увеличением скорости полета повышается температура сжатия  $T_2$  и при  $T_3 = \text{const}$  подача топлива в камеру сгорания уменьшается.

Перейдем к рассмотрению прямооточных воздушно-реактивных двигателей как движителей.

Формула для определения силы тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя для безударного (адиабатического) сжатия при полном расширении в сопле ( $p_4 = p_0$ ) имеет вид:

$$R = \frac{G_B}{g} (\beta w_4 - V) = \frac{f_0 \gamma_0 V}{g} (\beta w_4 - V)$$

или

$$R = \frac{f_0 \gamma_0 V^2}{g} \left( \beta \frac{w_4}{V} - 1 \right), \quad (42)$$

где  $f_0$  — площадь струи, входящей в двигатель;

$\gamma_0$  — удельный вес окружающего воздуха;

$V$  — скорость полета;

$w_4$  — скорость истечения газов из двигателя с учетом всех потерь.

В случае сжатия с прямым скачком уплотнения сила тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя будет иметь меньшее значение, чем при безударном сжатии в связи с понижением давления  $p_2$ , что приводит к резкому уменьшению расхода воздуха и снижению скорости истечения  $w_4$ .

Обозначим отношение кинетической энергии при истечении из сопла ПВРД с прямым скачком уплотнения на входе к кинетической энергии при истечении с безударным сжатием через  $\psi$ :

$$\psi = \frac{w_4'^2}{w_4^2} \quad (43)$$

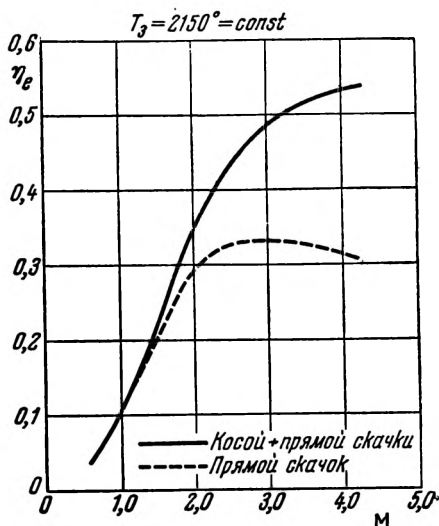


Рис. 41. Изменение эффективного к. п. д. прямооточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$  для различных систем скачков при  $T_3 = 2150^\circ$   $abc = \text{const}$



где  $w'_4$  — скорость истечения при наличии прямого скачка уплотнения;

$w_4$  — скорость истечения при безударном сжатии.

Тогда  $w'_4 = \sqrt{\psi} w_4$  и сила тяги двигателя при наличии прямого скачка уплотнения найдется из выражения:

$$R = \frac{f_0 \gamma_0 V^2}{g} \left( \beta \frac{w'_4}{V} - 1 \right)$$

или

$$R = \frac{f_0 \gamma_0 V^2}{g} \left( \beta \sqrt{\psi} \frac{w_4}{V} - 1 \right). \quad (44)$$

Зависимость коэффициента  $\psi$  от числа  $M$  при сжатии с прямым скачком уплотнения изображена на рис. 42. С увеличением скорости полета (числа  $M$ ) коэффициент  $\psi$  сначала резко уменьшается, в пределах  $M = 5 \div 8$  изменяется незначительно, а затем медленно возрастает.

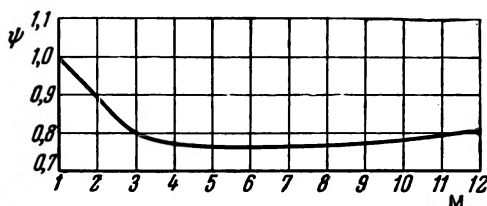


Рис. 42. Изменение коэффициента  $\psi$  в зависимости от числа  $M$

Для получения представления о тяговых характеристиках прямоточного воздушно-реактивного двигателя на рис. 43 изображены зависимости силы тяги от скорости (числа  $M$ ), вычисленные для двигателя с миделем  $f_2 = F_m = 1 \text{ м}^2$  при наивыгоднейшем регулировании проходных сечений, обеспечивающем наибольший расход воздуха через двигатель. Изменения силы тяги в зависимости от числа  $M$  даны для адиабатического сжатия (кривые 1 и 2) и для сжатия с прямым скачком уплотнения (кривые 3 и 4). Расчеты произведены для случая сгорания в камере при  $\Delta T_{\text{ср}} = 1850^\circ \text{ а б с} = \text{const}$  (кривые 1 и 3) и для случая  $T_3 = 2140^\circ \text{ а б с} = \text{const}$  (кривые 2 и 4) с учетом потерь только в скачке уплотнения.

На дозвуковых скоростях полета сила тяги двигателя в случае  $\Delta T_{\text{ср}} = \text{const}$  и в случае  $T_3 = \text{const}$  почти одинакова, так как при этих скоростях полета влияние температуры конца сжатия  $T_2$  на величину  $T_3$  в первом случае и на вели-

чину  $\Delta T_{cr}$  во втором случае оказывается незначительным. Как это следует из выражения для силы тяги, при дозвуковых скоростях полета, в связи с незначительным изменением отношения скоростей  $\frac{w_4}{V}$ , сила тяги увеличивается прямо пропорционально квадрату скорости полета  $V^2$ . Это одна из особенностей прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

При больших скоростях полета ( $M > 1$ ) по мере увеличения скорости полета отношение  $\frac{w_4}{V}$  уменьшается в связи с чем рост силы тяги по скорости полета при  $M > 1$  замедляется.

Характер изменения силы тяги по скорости полета при безударном сжатии для случая  $\Delta T_{cr} = \text{const}$  изображается кривой 1 на рис. 43. С увеличением скорости полета в связи с увеличением температуры  $T_3$  сила тяги непрерывно увеличивается, стремясь к некоторому максимуму при бесконечно большой скорости полета.

Изменение силы тяги по скорости полета при безударном сжатии для случая  $T_3 = \text{const}$  соответствует кривой 2. При  $T_3 = \text{const}$  с увеличением скорости полета сила тяги двигателя сначала увеличивается, достигает наибольшей величины при некотором значении  $M$  и затем уменьшается. Наличие максимума силы тяги объясняется тем, что при  $T_3 = \text{const}$  с увеличением скорости полета увеличивается температура конца сжатия  $T_2$  и в связи с этим должно уменьшаться количество топлива, подаваемого в камеру сгорания. Очевидно, что при некотором большом значении числа  $M$  (в рассматриваемом случае при  $M \approx 5,5$ ), когда  $T_2 = T_3$  и  $\Delta T_{cr} = 0$ , сила тяги двигателя будет равна нулю.

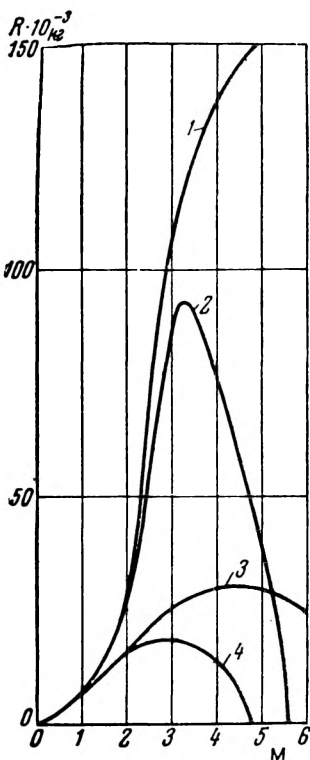


Рис. 43. Изменение силы тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$ :

1 — адиабатическое сжатие,  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 2 — адиабатическое сжатие,  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 3 — прямой скачок,  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 4 — прямой скачок,  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$

Сжатие с прямым скачком уплотнения приводит к уменьшению коэффициента восстановления давления  $\sigma_{ск}$  и уменьшению силы тяги двигателя. Как видно из рис. 43, сила тяги двигателя при ударном сжатии (кривые 3 и 4) намного меньше, чем при безударном сжатии.

Данные рис. 43 показывают также, что прямоточный воздушно-реактивный двигатель с ограниченным миделем может развивать на больших скоростях полета весьма большие силы тяги. Так, при  $M=2,0$  сила тяги двигателя в зависимости от характера процесса сжатия лежит в пределах  $R=14\,000 \div 22\,000$  кг, а при  $M=3,0$  тяга  $R=19\,000 \div 100\,000$  кг.

Этим величинам силы тяги соответствуют огромные тяговые мощности. При  $M=3,0$  тяговая мощность рассматриваемого двигателя в зависимости от характера процесса сжатия колеблется в пределах  $N_T = \frac{R \cdot V}{75} = 260\,000 \div 1\,360\,000$  л. с.

Получение таких огромных значений силы тяги и тяговой мощности прямоточных воздушно-реактивных двигателей при больших скоростях полета объясняется в первую очередь большими расходами воздуха, проходящего через двигатель. Расчеты показывают, что для рассматриваемого двигателя с миделем  $F_m = 1$  м<sup>2</sup> расходы воздуха характеризуются следующими данными:

а) для безударного сжатия и  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ;

при  $M = 2,0$   $G_B = 275$  кг/сек;

при  $M = 3,0$   $G_B = 1180$  кг/сек;

б) для сжатия с прямым скачком и  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ;

при  $M = 2,0$   $G_B = 200$  кг/сек;

при  $M = 3,0$   $G_B = 275$  кг/сек.

Как видим, расход воздуха через двигатель оказывается весьма большим; при этом в случае сжатия с прямым скачком уплотнения расход воздуха значительно меньше, чем в случае безударного сжатия, причем чем больше скорость полета, тем больше и разница в расходе.

Значения удельной силы тяги  $R_{уд} = \frac{R}{G_B}$  при

$\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$  и  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$

приведены в таблице 1.

Температурный режим	Характер сжатия	Число М						
		0,3	0,5	0,8	1,0	2,0	3,0	4,0
$\Delta T_{сг} = 1850^\circ$ $abc = \text{const}$	Без скачка	18	29	44	54	80	85	77
	С прямым скачком	—	—	—	—	69	66	55
$T_3 = 2140^\circ$ $abc = \text{const}$	Без скачка	18	29	43,5	52	72	67	46
	С прямым скачком	—	—	—	—	65	48	23,2

Изменение удельной тяги в зависимости от числа М приведено на рис. 44 и 45.

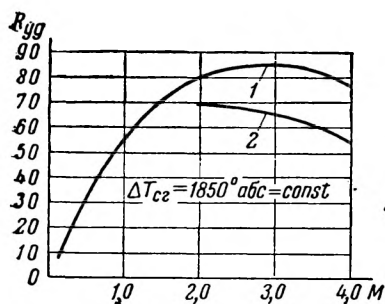


Рис. 44. Изменение удельной тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$  при  $\Delta T_{сг} = 1850^\circ abc = \text{const}$ : 1 — адиабатическое сжатие; 2 — прямой скачок

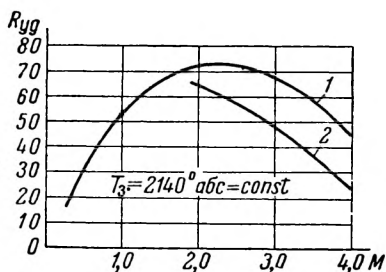


Рис. 45. Изменение удельной тяги прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от числа  $M$  при  $T_3 = 2140^\circ abc = \text{const}$ : 1 — адиабатическое сжатие; 2 — прямой скачок

Данные таблицы 1 и рис. 44 и 45 показывают, что удельная тяга двигателя имеет наибольшее значение при скорости полета, соответствующей числу  $M = 2,0 \div 3,0$ . Дальнейшее увеличение скорости полета приводит к уменьшению удельной тяги в связи с тем, что при большой скорости полета и высокой температуре сжатия  $T_2$  относительное влияние повышения температуры при сгорании уменьшается и вследствие этого уменьшается отношение  $\frac{w_4}{V}$ , стремящееся при бесконечно большой скорости полета к единице.

Так же как и сила тяги, от скорости полета в очень сильной степени зависят и удельные расходы топлива  $C_{уд}$  и  $C_T$  характеризующие экономичность прямоточных воздушно-реактивных двигателей как движителей.

Удельный расход топлива, отнесенный к силе тяги, определяется из соотношения:

$$C_{уд} = \frac{G_T 3600}{R},$$

а удельный расход топлива, отнесенный к тяговой мощности, из соотношения:

$$C_T = \frac{G_T 3600}{N_T}$$

где  $G_T = \frac{G_B}{\alpha L_0}$  — секундный расход топлива в двигателе.

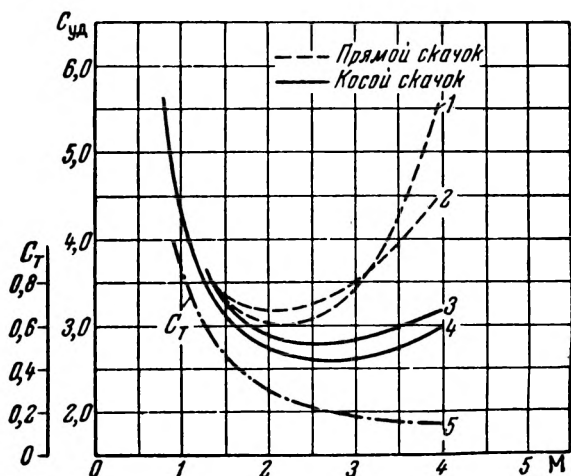


Рис. 46. Изменение удельных расходов топлива в прямоточном воздушно-реактивном двигателе с учетом всех потерь в зависимости от числа  $M$  для различных систем скачков:

$C_{уд}$  — кривые 1, 2, 3 и 4;  $C_T$  — кривая 5.  
 1 — прямой скачок,  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 2 — прямой скачок,  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 3 — косой скачок,  $\Delta T_{cr} = 1850^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 4 — косой скачок,  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$ ; 5 — косые скачки,  $T_3 = 2140^\circ$   $abc = \text{const}$

Зависимости удельных расходов топлива  $C_{уд}$  и  $C_T$  от числа  $M$ , вычисленные с учетом потерь, приведены на рис. 46. Как видим, при  $M < 1,0$  удельные расходы топлива  $C_{уд}$ , отнесенные к силе тяги, имеют значения  $C_{уд} > 4,5$  кг/кг тяги час,

а удельные расходы топлива, отнесенные к тяговой мощности,  $\tau > 0,9 \text{ кг/л. с. час}$ , что в несколько раз выше, чем в винто-моторных установках с поршневыми двигателями.

На больших скоростях полета ( $M > 1,0$ ) удельный расход топлива зависит от характера процесса сжатия, т. е. от применяемой системы скачков. Как видно из рис. 46, при сжатии с прямым скачком уплотнения минимальный расход топлива  $C_{уд}$  при  $M = 2,0$  имеет значение  $C_{уд} \approx 3,2 \text{ кг/кг тяги час}$ , а для сжатия с косым скачком  $C_{уд} \approx 2,75 \text{ кг/кг тяги час}$  при  $M = 2,5$  (для  $\Delta T_{сг} = 1850^\circ \text{ абс}$ ).

Удельный расход топлива  $C_T$ , отнесенный к тяговой мощности, при сжатии с косыми скачками уплотнения при  $M = 2,0$  имеет значение  $C_T \approx 0,3 \text{ кг/л. с. час}$ , а при  $M = 3,0$   $C_T \approx 0,2 \text{ кг/л. с. час}$ .

Таким образом, удельные расходы топлива в прямоточном воздушно-реактивном двигателе при дозвуковых скоростях полета оказываются очень высокими — в несколько раз большими, чем в винто-моторных установках с поршневыми двигателями.

С увеличением скорости полета в пределах до  $M = 2 \div 2,5$  удельный расход топлива  $C_{уд}$ , отнесенный к силе тяги, уменьшается и в зависимости от системы скачков на этой скорости полета имеет значение  $C_{уд} = 2,75 \div 3,2 \text{ кг/кг тяги час}$ . В дальнейшем с повышением скорости полета удельный расход топлива  $C_{уд}$  снова увеличивается в связи с уменьшением коэффициента восстановления давления  $\sigma_{сж}$  и увеличением влияния внутренних потерь из-за уменьшения относительной степени подогрева.

Удельный расход топлива  $C_T$ , отнесенный к тяговой мощности, резко уменьшается в пределах до  $M = 2,0$ , а затем уменьшается более медленно, снижаясь до величины  $C_T < 0,2 \text{ кг/л. с. час}$  при  $M > 3,0$ .

На рис. 47 показано изменение полного к.п.д. двигателя по скорости полета для  $T_3 = 2140^\circ \text{ абс} = \text{const}$  и сжатия с помощью косых скачков. Как видим, на дозвуко-

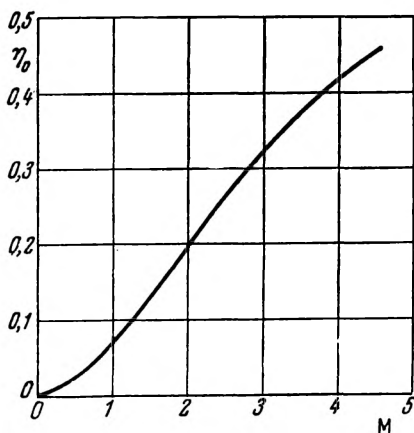


Рис. 47. Изменение полного к. п. д. прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом всех потерь в зависимости от числа  $M$  при наличии системы косых скачков

вых скоростях полета полный к.п.д. двигателя имеет очень низкие значения и при изменении  $M$  в диапазоне  $M = 0 \div 1$  меняется в пределах  $\eta_0 = 0 \div 0,07$ .

Низкая экономичность прямоточного воздушно-реактивного двигателя на дозвуковых скоростях полета объясняется, с одной стороны, низкими качествами этого двигателя как теплового двигателя на малых скоростях полета (малые  $\eta_e$ ) и, с другой стороны, — низкими качествами двигателя на малых скоростях полета как движителя.

Полетный к. п. д. двигателя определяется выражением:

$$\eta_{\text{п}} = \frac{RV}{\frac{G_{\text{в}}}{2g} (w_4^2 - V^2)} = \frac{2V'}{w + V} = \frac{2 \frac{V}{w}}{1 + \frac{V}{w}}$$

и увеличивается с увеличением скорости полета.

При малых скоростях полета полетный к. п. д. имеет низкое значение. Например, при скорости полета  $V = 800$  км/час и скорости истечения  $w = 600$  м/сек полетный к. п. д. прямоточного двигателя  $\eta_{\text{п}} = 0,5$ . С увеличением скорости полета увеличивается как полетный, так и эффективный к. п. д., вследствие чего полный к. п. д. также увеличивается и при  $M = 3,0$  достигает больших величин. Так, при  $M = 3,0$  полный к. п. д. двигателя  $\eta_0 = 0,32$  и при  $M = 4,0$   $\eta_0 = 0,42$ .

Эти данные показывают, что при больших сверхзвуковых скоростях полета прямоточный воздушно-реактивный двигатель обладает очень высокой экономичностью.

В заключение отметим, что все приведенные данные являются только иллюстрацией возможных тяговых характеристик и удельных расходов топлива прямоточных воздушно-реактивных двигателей. При этом не рассматриваются вопросы, связанные с прочностью и термической стойкостью конструкции двигателя, которые могут внести значительные коррективы в характеристики прямоточных двигателей.


Крупнейшим недостатком прямоточного воздушно-реактивного двигателя, обусловленным самим принципом его действия, являются отсутствие стартовой тяги и недостаточная тяговая мощность двигателя на малых скоростях полета.

Невозможность получения большой силы тяги при малых габаритах, как, например, в жидкостных ракетных двигателях, высокие удельные расходы топлива и полная зависимость всех характеристик прямоточного двигателя от скоростного напора, который при дозвуковых скоростях полета в общем незначителен, затрудняют применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей в современной дозвуковой авиации в качестве самостоятельных авиационных двигателей.

С увеличением скорости полета и особенно на больших сверхзвуковых скоростях ( $M > 2,0 \div 3,0$ ) качества прямооточных воздушно-реактивных двигателей значительно улучшаются. На больших скоростях полета прямооточный двигатель развивает большие силы тяги и имеет относительно небольшой удельный расход топлива. К этому следует добавить, что конструктивно прямооточный двигатель представляет сравнительно простую машину и имеет очень малый удельный вес.

Поэтому в дальнейшем при переходе к большим сверхзвуковым скоростям полета прямооточные воздушно-реактивные двигатели могут приобрести значение самостоятельных авиационных двигателей, в особенности, если будет разрешена задача организации старта этих двигателей.

---





## ГЛАВА IV

### ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ТРД)

#### § 9. Устройство и принцип действия турбореактивного двигателя

Недостатки прямоточных воздушно-реактивных двигателей в области дозвуковых скоростей полета — недостаточная сила тяги и высокий удельный расход топлива, а также отсутствие тяги на старте — не дают возможности широко использовать этот тип двигателя в настоящее время.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, являясь принципиально двигателем больших сверхзвуковых скоростей, не может удовлетворять требованиям современной скоростной авиации.

Не удовлетворяют целиком этим требованиям и поршнево-й двигатель с винтом и разобранные ранее ракетные двигатели. Основное требование современной скоростной авиации — получение больших тяговых усилий на околозвуковых скоростях полета при удовлетворительных весе и габаритах двигателя, устанавливаемого на самолет, привело к созданию и распространению в скоростной авиации турбореактивных двигателей, относящихся к группе газотурбинных двигателей.

Принципиальные схемы турбореактивного двигателя приведены на рис. 48 и 49. Различие в приведенных схемах заключается лишь в том, что в первой схеме применен осевой, а во второй — центробежный компрессор.

Основными элементами турбореактивного двигателя являются: диффузор, компрессор, камера сгорания, газовая турбина, приводящая в движение компрессор, и реактивное сопло.

Принцип действия турбореактивного двигателя заключается в следующем. При движении самолета со скоростью  $V$  струя воздуха входит в двигатель. Во входной части двига-

теля при скорости полета, большей скорости воздуха перед компрессором, скорость течения уменьшается, а давление увеличивается. Этот процесс динамического сжатия воздуха осуществляется так же, как и в прямоточном воздушно-реактивном двигателе<sup>1</sup>.

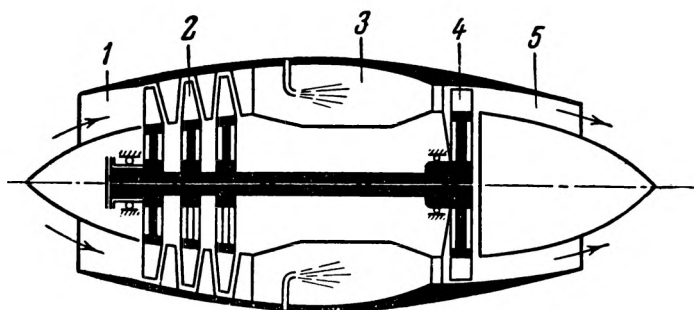


Рис. 48. Схема турбореактивного двигателя с осевым компрессором:

1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания;  
4 — турбина; 5 — реактивное сопло

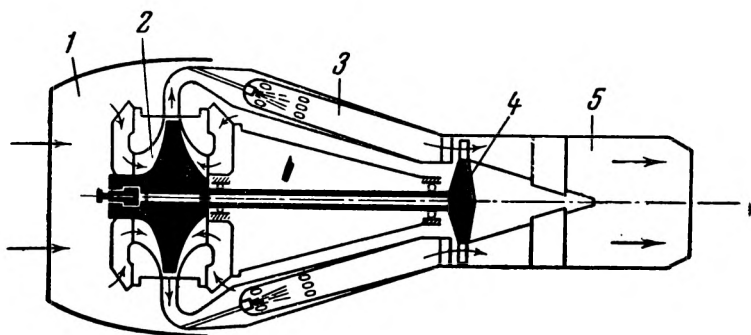


Рис. 49. Схема турбореактивного двигателя с центробежным компрессором:

1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания;  
4 — турбина; 5 — реактивное сопло

Из диффузора воздух поступает в компрессор, который приводится в движение газовой турбиной. Сжатие воздуха, происходящее в компрессоре, приводит к повышению давления воздуха до значения  $p_2$  за компрессором, а также к повышению температуры до значения  $T_2$ .

Из компрессора сжатый воздух поступает в камеру сгорания, в которой происходит сгорание всprysкиваемого топлива.

<sup>1</sup> Возможные случаи изменения параметров воздуха во входной части двигателя рассматриваются более подробно ниже.

Вследствие гидравлических сопротивлений и увеличения скорости газа при повышении его температуры давление вдоль камеры несколько понижается и в конце камеры имеет значение  $p_3 < p_2$ . Температура газа повышается до некоторой величины  $T_3$ .

Продукты сгорания с давлением  $p_3$  и температурой  $T_3$  поступают на лопатки газовой турбины, в которой происходит расширение газа до давления  $p_4$  и понижение температуры до значения  $T_4$ . Вследствие расширения газа от давления  $p_3$  до  $p_4$  в газовой турбине создается полезная работа, затрачиваемая на привод в движение компрессора. По выходе из газовой турбины газы с давлением  $p_4$  и температурой  $T_4$  поступают в реактивное сопло, в котором происходит дальнейшее расширение газов от давления  $p_4$  до давления  $p_5$  и увеличение скорости газа до величины  $w_5$ , с которой газы покидают реактивное сопло.

Таким образом, в турбореактивном двигателе мощность, развиваемая газовой турбиной, соответствует мощности, потребляемой компрессором, если не считать небольшой части мощности, расходуемой на приведение в движение вспомогательных агрегатов (насосов, генераторов и пр.).

Изменение параметров<sup>1</sup> газового потока в турбореактивном двигателе показано на рис. 50. Как видим, давление (кри-

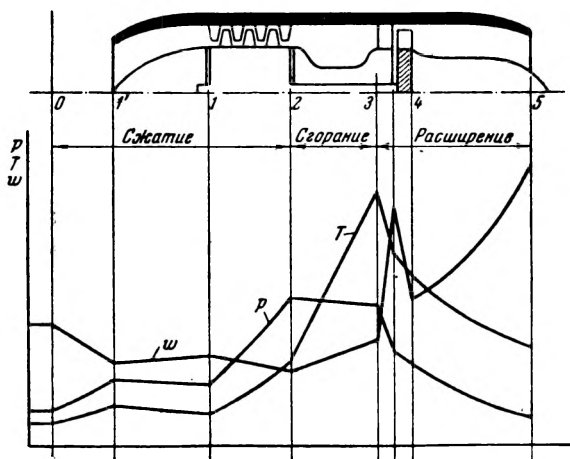


Рис. 50. Изменение параметров газового потока в турбореактивном двигателе

<sup>1</sup> Показанное изменение параметров носит принципиальный характер и не отражает возможных, более точных изменений параметров на отдельных участках двигателя, зависящих от его конструктивных особенностей.

вая  $p$ ) во входной части двигателя (участок  $0—1$ ) увеличивается за счет динамического сжатия от  $p_0$  до  $p_1$ . В дальнейшем сжатие воздуха продолжается в компрессоре, после которого воздух имеет максимальное давление  $p_2$ .

В камере сгорания на участке  $2—3$  давление газа понижается и в конце камеры имеет значение  $p_3$ . Как уже указывалось, понижение давления в камере сгорания происходит вследствие гидравлических сопротивлений и увеличения скорости газа при повышении его температуры.

В газовой турбине (участок  $3—4$ ) происходит расширение газа и понижение его давления от  $p_3$  до  $p_4$ .

Расширение газа заканчивается в реактивном сопле, в котором давление понижается от  $p_4$  до  $p_5$ . В зависимости от отношения давлений  $\frac{p_5}{p_1}$  и размеров выходного сечения сопла давление на выходе из сопла может быть или равным давлению окружающей среды  $p_0$ , или больше  $p_0$ .

Абсолютная температура (кривая  $T$ ) во входной части двигателя (участок  $0—1$ ) и в компрессоре (участок  $1—2$ ) увеличивается от  $T_0$  до  $T_2$ .

В камере сгорания вследствие сгорания топлива температура газа повышается и достигает максимальной величины  $T_3$ . В газовой турбине при расширении газа и совершении полезной работы температура газа понижается до величины  $T_4$ , с которой газы поступают в реактивное сопло. В реактивном сопле температура газа понижается от  $T_4$  до  $T_5$ . С этой температурой  $T_5$  газы покидают сопло и охлаждаются до температуры окружающей среды  $T_0$  вне двигателя.

Изменение скорости потока газа в двигателе представлено кривой  $w$ . Во входной части двигателя и в компрессоре (участок  $0—2$ ) скорость воздуха уменьшается от скорости, соответствующей скорости полета, до величины  $w_2$ , с которой воздух поступает в камеру сгорания.

В камере сгорания в связи с повышением температуры газов происходит увеличение скорости газов до величины  $w_3$ . Эту скорость газы имеют перед сопловым аппаратом турбины. За турбиной скорость газов увеличивается до величины  $w_4$ .

В реактивном сопле происходит преобразование потенциальной энергии давления в кинетическую энергию, в связи с чем скорость газов в реактивном сопле увеличивается и имеет наибольшее значение на выходе из сопла —  $w_5$ .

Так же как и в прямоточном воздушно-реактивном двигателе, ввиду повышения температуры газа в период сгорания топлива в камере сгорания, скорость истечения газа  $w_5$  на выходе из сопла оказывается больше скорости воздуха  $V$  на входе в двигатель. Этой разностью скоростей определяется изменение количества движения газа, приводящее к созданию реактивной силы — силы тяги двигателя.

## § 10. Рабочий процесс турбореактивного двигателя

Рассмотрим подробнее рабочий процесс турбореактивного двигателя и основные параметры, определяющие его работу.

### ПРОЦЕСС СЖАТИЯ

Повышение давления в турбореактивном двигателе осуществляется во входной части двигателя за счет динамического сжатия воздуха (при  $V > w_1$ ) и в компрессоре, приводимом в движение газовой турбиной.

Динамическое сжатие в турбореактивном двигателе протекает так же, как и в прямоточном воздушно-реактивном двигателе. Поэтому все соображения, высказанные ранее в отношении входной части прямоточных воздушно-реактивных двигателей, применимы и к турбореактивным двигателям.

В современных дозвуковых турбореактивных двигателях с целью уменьшения потерь при динамическом сжатии и подводе воздуха к компрессору входная часть двигателя обычно профилируется так, чтобы динамическое сжатие осуществлялось полностью или в большей части до входа в двигатель, а затем происходило бы выравнивание потока в канале, подводящем воздух к компрессору.

Возможные схемы входной части двигателя и изменение параметров воздуха в ней показаны на рис. 51—54.

Схема на рис. 51 соответствует случаю, когда площадь канала, по которому воздух подходит к компрессору, непрерывно уменьшается. В этом случае при полете со скоростью  $V$ , большей скорости воздуха  $w_1$  на входе в компрессор, динамическое сжатие происходит перед входом в двигатель (на участке  $0—I'$ ), начинаясь от границы невозмущенного воздуха, причем сжатие воздуха на этом участке практически происходит без потерь. На участке  $0—I'$  происходит увеличение давления и температуры до величин  $p_1'$ ,  $T_1'$  и соответствующее уменьшение скорости потока до величины  $w_1'$ .

После сжатия вне двигателя воздух поступает в сужающийся канал, в котором скорость воздуха несколько возрастает, а давление и температура уменьшаются до величин  $p_1$ ,  $T_1$  и  $w_1$ , соответствующих параметрам воздуха на входе в компрессор.

При работе двигателя в условиях старта, когда скорость полета  $V = 0$ , изменение параметров воздуха во входной части двигателя той же схемы показано на рис. 52. В этом случае скорость потока, начиная от границы невозмущенного участка (сечение  $0$ ), возрастает на протяжении всей входной части двигателя до входа воздуха в компрессор. Давление и температура воздуха при этом соответственно понижаются.

Характер изменения параметров воздуха во входной части двигателя будет аналогичным и при полете двигателя со скоростью  $V < w_1$ .

На рис. 53 показано изменение параметров воздуха при полете со скоростью  $V > w_1$  для двигателя, входная часть которого имеет расширяющийся канал.

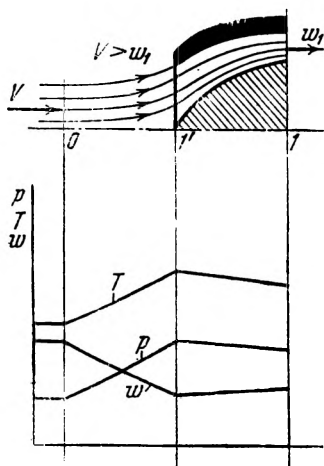


Рис. 51. Изменение параметров воздуха во входной части двигателя с сужающимся каналом при  $V > w_1$

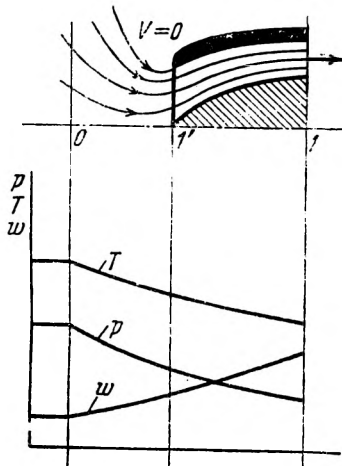


Рис. 52. Изменение параметров воздуха во входной части двигателя с сужающимся каналом при  $V = 0$

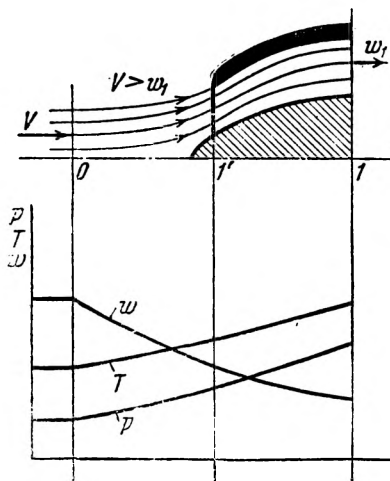


Рис. 53. Изменение параметров воздуха во входной части двигателя с расширяющимся каналом при  $V > w_1$

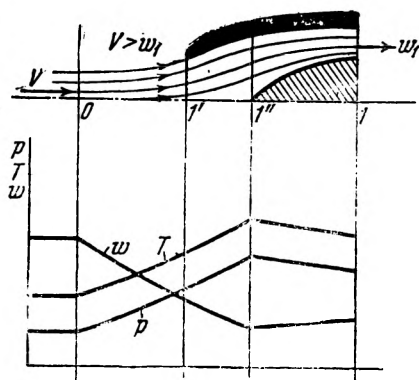


Рис. 54. Изменение параметров воздуха во входной части двигателя с каналом, в начале расширяющимся, а затем сужающимся при  $V > w_1$

Здесь скорость воздуха непрерывно уменьшается от скорости полета  $V$  до скорости потока на входе в компрессор  $w_1$ . Соответственно уменьшению скорости потока давление и температура повышаются от  $p_0$  и  $T_0$  до  $p_1$  и  $T_1$ .

На рис. 54 показана схема входной части двигателя, в которой канал сначала расширяется, а затем сужается с целью выровнять поток. В этом случае уменьшение скорости потока и соответствующее повышение давления и температуры будут происходить непрерывно до сечения  $1''$ . В дальнейшем в сужающемся канале скорость воздуха несколько возрастет, а давление и температура упадут.

По теоретическим и опытным данным меньшие потери во входной части двигателя и более равномерное поле скоростей на входе в компрессор получаются при отношении площадей  $\frac{F_1}{F_1'}$  (или соответственно  $\frac{F_1}{F_1''}$ ), меньшем единицы, т. е. при наличии сужающегося канала. У ряда выполненных турбореактивных двигателей отношение  $\frac{F_1}{F_1'} = 0,75 \div 0,85$ .

В настоящее время большинство турбореактивных двигателей проектируется с сужающимся входным каналом.

При полете турбореактивного двигателя со сверхзвуковыми скоростями в пределах до  $M = 1,5 \div 2,0$  двигатель может иметь обычный диффузор, применяемый при дозвуковых скоростях полета, так как такой диффузор обладает хорошими качествами на дозвуковых скоростях и относительно малыми потерями на сверхзвуковых скоростях полета (в указанных выше пределах изменения числа  $M$ ).

Параметром, определяющим повышение давления воздуха при динамическом сжатии, является отношение давления воздуха перед входом в компрессор  $p_1$  к давлению окружающей среды  $p_0$ , называемое степенью увеличения давления и обозначаемое  $\pi_d$ .

$$\pi_d = \frac{p_1}{p_0}. \quad (45)$$

Для дозвуковых скоростей полета при отсутствии скачков уплотнения потери при динамическом сжатии определяются потерями в канале входной части двигателя, которые обычно оцениваются коэффициентом:

$$\sigma_{\text{диф}} = \frac{p_1}{p_{1\text{ ад}}},$$

где  $p_1$  — действительное давление воздуха перед компрессором;

$p_{1\text{ ад}}$  — давление адиабатического сжатия при отсутствии потерь.

Величина  $\sigma_{\text{диф}}$  находится из опытов; для современных двигателей  $\sigma_{\text{диф}} = 0,96 \div 0,98$ .

Таким образом, зная для процесса динамического сжатия конечное давление  $p_{1\text{ад}}$ , легко определить действительное давление  $p_1$ :

$$p_1 = \sigma_{\text{диф}} p_{1\text{ад}}. \quad (46)$$

При сверхзвуковых скоростях полета необходимо учесть потери, связанные с образованием прямого скачка уплотнения и определяемые коэффициентом восстановления давления  $\sigma_{\text{ск}}$ . С учетом потерь давления при наличии прямого скачка уплотнения давление в конце динамического сжатия найдется из выражения:

$$p_1 = \sigma_{\text{диф}} \sigma_{\text{ск}} p_{1\text{ад}}. \quad (47)$$

Скорость воздуха  $w_1$  перед компрессором для режима максимальной тяги выбирается в зависимости от типа применяемого компрессора. Для осевых компрессоров скорость  $w_1 = 130 \div 200$  м/сек, а для центробежных  $w_1 = 120 \div 160$  м/сек.

Температура воздуха перед компрессором может быть определена с помощью закона сохранения энергии — увеличение теплосодержания воздуха при сжатии его во входной части двигателя должно быть равно уменьшению его кинетической энергии, т. е.

$$c_p (T_1 - T_0) = A \frac{V^2}{2g} - A \frac{w_1^2}{2g},$$

где  $c_p$  — теплоемкость воздуха при постоянном давлении. Преобразование этого выражения приводит к формуле:

$$T_1 = T_0 \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right) - A \frac{w_1^2}{2gc_p} \quad (48)$$

По параметрам воздуха на входе в компрессор может быть найдена площадь входного сечения компрессора  $F_1$  из уравнения расхода:

$$G_B = F_1 \gamma_1 w_1,$$

откуда

$$F_1 = \frac{G_B}{\gamma_1 w_1}, \quad (49)$$

где  $G_B$  — секундный расход воздуха через двигатель;  
 $\gamma_1$  — удельный вес воздуха перед компрессором.



В заключение отметим, что степень увеличения давления  $\pi_d$  во входной части двигателя (при  $V > w_1$ ) определяется динамическим сжатием воздуха, поэтому величина  $\pi_d$  будет изменяться с изменением скорости полета.

Из входной части двигателя воздух поступает в компрессор, в котором осуществляется дальнейшее сжатие воздуха и повышение давления от  $p_1$  до  $p_2$ . Это повышение давления в компрессоре определяется степенью увеличения давления

$$\pi_k = \frac{p_2}{p_1}. \quad (50)$$

Сжатие воздуха в компрессоре сопровождается потерями, складывающимися из гидравлических потерь в элементах компрессора и потерь на трение в подшипниках.

Потери, связанные с гидравлическими сопротивлениями в элементах компрессора, оцениваются адиабатическим к.п.д. компрессора:

$$\eta_{ад} = \frac{L_{ад}}{L_k}, \quad (51)$$

где  $L_{ад}$  — работа адиабатического сжатия при отсутствии потерь;

$L_k$  — действительная работа, затрачиваемая на сжатие воздуха до того же давления.

Зная степень увеличения давления  $\pi_k$  или величину работы компрессора, можно определить температуру воздуха за компрессором  $T_2$  по формуле:

$$AL_k = G_B c_p (T_2 - T_1) = G_B c_p T_1 \left( \pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{ад}}, \quad (52)$$

где  $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$  — показатель адиабаты (для воздуха  $\kappa = 1,4$ ).

Выходная скорость воздуха из компрессора  $w_2$  отличается от входной скорости в компрессоре  $w_1$  незначительно. Поэтому ориентировочно можно принимать  $w_2 \approx w_1$ .

Давление воздуха за компрессором определяется по заданной величине степени увеличения давления  $\pi_k$ :

$$p_2 = \pi_k p_1. \quad (53)$$

Общая степень увеличения давления в двигателе (динамическое сжатие и сжатие в компрессоре):

$$\pi = \frac{p_2}{p_0} = \frac{p_2}{p_1} \frac{p_1}{p_0} = \pi_k \pi_d. \quad (54)$$

Следует отметить, что степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$  изменяется с изменением скорости и высоты

полета. Происходит это потому, что температура воздуха на входе в компрессор  $T_1$  изменяется с изменением скорости или высоты, а работа, затрачиваемая компрессором на каждый килограмм проходящего через него воздуха при работе двигателя на постоянных оборотах, изменяется весьма незначительно и может быть принята постоянной.

Поэтому характеристики двигателя часто строят в зависимости от величины  $\pi_0$ , представляющей собой степень увеличения давления в компрессоре в стартовых условиях, т. е. при  $V=0$  и  $H=0$ . Связь между  $\pi_0$  и  $\pi_k$  легко получить, исходя из постоянства работы компрессора на любых режимах полета (при  $n = \text{const}$ ):

$$T_0 (\pi_0^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) = T_1 (\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1), \quad (55)$$

где  $\pi_0$  и  $\pi_k$  — степени увеличения давления воздуха в компрессоре, соответствующие стартовым и полетным условиям, а  $T_0$  и  $T_1$  — температуры воздуха перед компрессором в тех же условиях.

Степень увеличения давления в компрессоре уменьшается с увеличением скорости полета (числа  $M$ ) и увеличивается с увеличением высоты полета (с увеличением высоты полета уменьшается температура  $T_k$ ).

Указанное изменение величины  $\pi_k$  оказывает существенное влияние на скоростные и высотные характеристики турбореактивных двигателей.

Что касается общей степени увеличения давления  $\pi = \pi_d \pi_k$ , то эта величина возрастает как с увеличением скорости полета, так и с ростом высоты полета.

В современных турбореактивных двигателях степень увеличения давления в компрессоре в стартовых условиях ( $V=0$  и  $H=0$ ) составляет примерно  $\pi_0 = 4,0 \div 7,0$ .

Как будет видно из дальнейшего, повышение степени увеличения давления в компрессоре  $T_k$  имеет весьма существенное значение для увеличения экономичности турбореактивных двигателей. Высокие степени увеличения давления в компрессоре могут быть достигнуты путем увеличения напора в ступени и увеличения числа ступеней. Однако повышение величины  $\pi_k$  приведет к увеличению степени расширения газа в турбине, что потребует применения многоступенчатых газовых турбин.

Решение перечисленных вопросов требует проведения большой исследовательской работы по газодинамике компрессора, в особенности при сверхзвуковых скоростях потока, а также творческой конструктивной разработки двигателя.

Как уже указывалось, в современных турбореактивных двигателях применяются как центробежные, так и осевые компрессоры.

Центробежные компрессоры у современных турбореактивных двигателей выполняются обычно в виде одной ступени с односторонним или двусторонним входом воздуха (рис. 55). Применение двустороннего подвода воздуха к колесу ком-

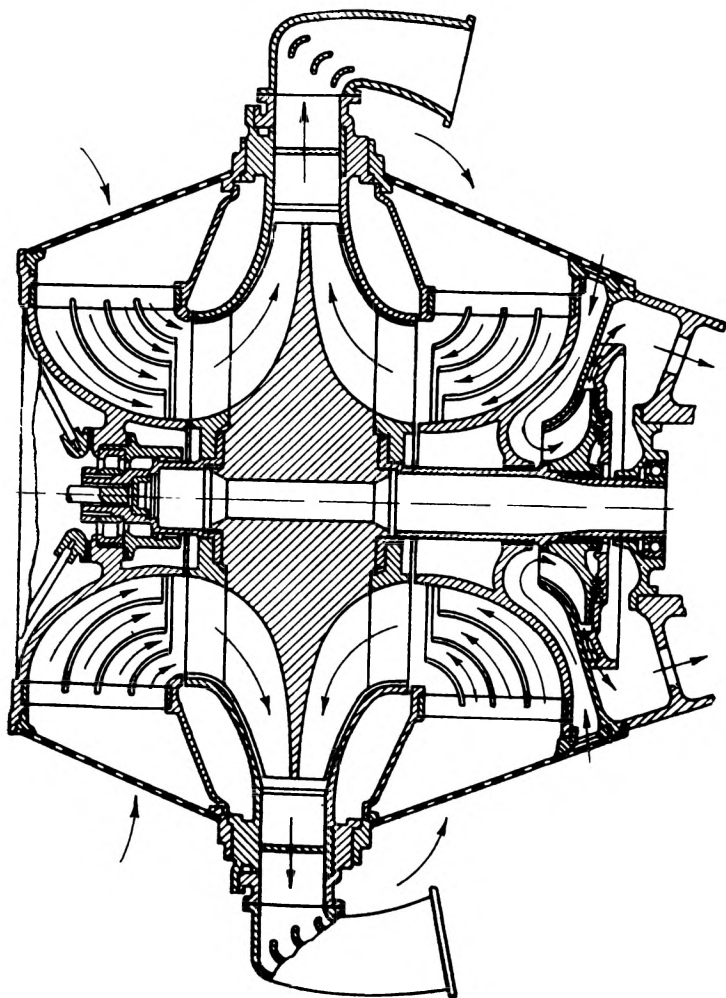


Рис. 55. Продольный разрез центробежного компрессора с двусторонним входом

прессора позволяет при той же скорости воздуха на входе в колесо уменьшить диаметральные размеры компрессора. Следует указать, что при компоновке двустороннего компрессора на двигателе расход воздуха через заднюю поло-

вину компрессора из-за загромождения входа патрубками, подводящими воздух к камере сгорания, несколько меньше, чем через переднюю половину.

В одной ступени центробежного компрессора при применяемых сейчас окружных скоростях рабочего колеса  $u = 380 \div 480$  м/сек достигается степень увеличения давления  $\pi_k = 3,5 \div 4,5$ .

В современных хорошо выполненных компрессорах турбореактивных двигателей при работе на расчетном режиме адиабатический коэффициент полезного действия

$$\eta_{ад} = 0,75 \div 0,80.$$

Особенностью центробежных компрессоров является их пологая характеристика, т. е. относительно малое изменение к.п.д. и создаваемого напора при изменении расхода воздуха и условий на входе в компрессор.

В осевых компрессорах турбореактивных двигателей требуемое сжатие воздуха, как правило, осуществляется последовательно в нескольких ступенях (рис. 56). Число ступеней современных осевых компрессоров колеблется в пределах  $6 \div 14$ . Степень увеличения давления в каждой ступени осе-

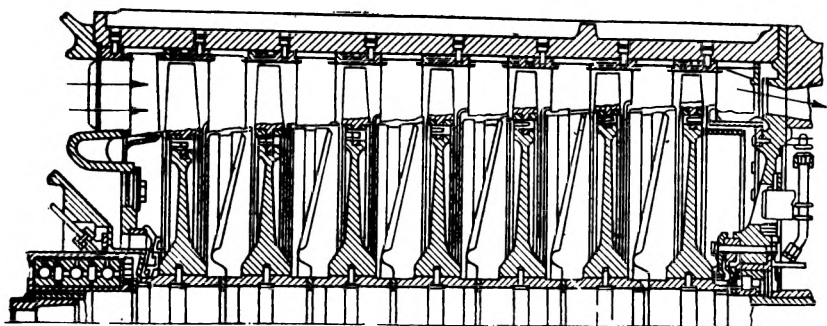


Рис. 56. Продольный разрез осевого компрессора

вого компрессора не превышает  $1,15 \div 1,30$ . При работе на расчетном режиме адиабатический к.п.д. осевых компрессоров имеет значение  $\eta_{ад} = 0,8 \div 0,9$ .

В отличие от центробежных компрессоров осевые компрессоры имеют крутую характеристику, т. е. их к.п.д. и развиваемый напор значительно изменяются при переходе на нерасчетные режимы.

Таким образом, к преимуществам центробежных компрессоров относятся: возможность получения относительно высо-

кой степени увеличения давления в одной ступени, меньшие веса и осевые размеры, более пологая характеристика, обеспечивающая меньшее отклонение параметров компрессора на нерасчетных режимах.

Недостатками центробежных компрессоров являются более низкий к.п.д. и большие диаметральные размеры компрессора.

Основными преимуществами осевых компрессоров являются более высокий к.п.д. и меньшие диаметральные размеры. Важным преимуществом осевого компрессора является возможность пропускать через него большие массы воздуха.

К недостаткам осевых компрессоров относятся: большое число ступеней и большие осевые размеры и веса компрессоров, а также значительная зависимость параметров компрессора от режима его работы. В настоящее время, в зависимости от предъявляемых требований, в турбореактивных двигателях применяются как центробежные, так и осевые компрессоры.

## ПРОЦЕСС СГОРАНИЯ В КАМЕРЕ

После компрессора воздух с параметрами  $p_2$ ,  $T_2$  и  $w_2$  поступает в камеру сгорания, в которой происходит сгорание впрыскиваемого топлива и повышение температуры газа. В конце камеры сгорания перед входом в сопловый аппарат газовой турбины газы имеют параметры  $p_3$ ,  $T_3$  и  $w_3$ .

Чтобы обеспечить удовлетворительный процесс сгорания, скорость газа на входе в камеру необходимо снизить до величины  $w_2' = 30 \div 60$  м/сек. Снижение скорости в камере достигается увеличением ее проходного сечения. При этом, очевидно, произойдет некоторое изменение давления и температуры газа, однако это изменение давления и температуры оказывается весьма незначительным и может не учитываться.

Температура газа в конце сгорания  $T_3$  обычно является заданной величиной и в современных турбореактивных двигателях не должна превышать значения  $T_3 = 1100 \div 1200^\circ \text{ abs}$ . Этому значению температур газа соответствует общий коэффициент избытка воздуха  $\alpha = 3,7 \div 4,0$ . Такое ограничение температуры газа перед входом в газовую турбину определяется условиями работы сопловых и рабочих турбинных лопаток, которые при отсутствии специального охлаждения не выдерживают более высоких температур.

В случае применения эффективного охлаждения лопаток газовых турбин и конструктивного разрешения этой трудной проблемы температура газа перед турбиной может быть значительно увеличена. Повышение же этой температуры, как будет видно из дальнейшего, является целесообразным для

газотурбинных двигателей как для получения максимальной силы тяги, так и для получения в ряде случаев минимальных удельных расходов топлива.

Давление газа в камере сгорания уменьшается. Это уменьшение давления вызывается гидравлическими сопротивлениями камеры и ростом скорости газа в связи с повышением температуры при сгорании. В цилиндрической камере при подводе тепла увеличивается скорость течения и уменьшается давление.

Понижение давления в камере может быть учтено коэффициентом давления в камере.

$$\sigma_{\text{к.с}} = \frac{p_3}{p_2}.$$

Величина коэффициента давления  $\sigma_{\text{к.с}}$  зависит от гидравлических потерь и степени подогрева и выбирается на основании опытных данных. Для современных камер сгорания величина  $\sigma_{\text{к.с}}$  определяется главным образом гидравлическими сопротивлениями, так как степень подогрева газа при применяемых сейчас температурах  $T_3$  является незначительной. Ориентировочно величина  $\sigma_{\text{к.с}}$  имеет значение:  $\sigma_{\text{к.с}} = 0,95 \div 0,97$ .

Третий параметр — скорость газа в конце камеры сгорания — можно найти из уравнения расхода:

$$G = f_2 \gamma_2 w'_2 = f_3 \gamma_3 w_3,$$

откуда:

$$w_3 = w'_2 \frac{f_2}{f_3} \frac{\gamma_2}{\gamma_3}.$$

Так как

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_3} = \frac{p_2}{p_3} \frac{T_3}{T_2},$$

то

$$w_3 = w'_2 \frac{p_2}{p_3} \frac{T_3}{T_2} \frac{f_2}{f_3} \quad (56)$$

где  $w'_2$  — скорость воздуха на входе в камеру сгорания, меньшая, чем скорость на выходе из компрессора.

У современных турбореактивных двигателей скорость газа перед сопловым аппаратом турбины  $w_3 \approx 150 \div 200$  м/сек.

Расход топлива находится из уравнения баланса тепла, которое в предположении постоянства давления в камере и без учета зависимости теплотворной способности топлива от температуры и изменения кинетической энергии газа в камере может быть записано в виде:

$$\xi_{\text{к.с}} H_u G_T = (G_B + G_T) c_{p\Gamma} (t_3 - t_2),$$

откуда, принимая во внимание, что  $G_{\text{в}} = \alpha L_0 G_{\text{т}}$ , расход топлива в двигателе  $G_{\text{т}}$  в кг/сек будет:

$$G_{\text{т}} = \frac{G_{\text{в}} \left( 1 + \frac{1}{\alpha L_0} \right) c_{\text{пр}} (t_3 - t_2)}{\xi_{\text{к.с}} H_u},$$

где  $G_{\text{в}}$  — расход воздуха в кг/сек;

$\alpha$  — коэффициент избытка воздуха;

$L_0$  — теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг топлива;

$c_{\text{пр}}$  — теплоемкость газов при постоянном давлении;

$\xi_{\text{к.с}}$  — коэффициент выделения тепла;

$H_u$  — низшая теплотворная способность топлива;

$t_3$  — температура газа в конце камеры;

$t_2$  — температура воздуха за компрессором.

Камеры сгорания представляют собой один из важнейших элементов газотурбинного двигателя, от удовлетворительной и устойчивой работы которого в конечном счете зависит работа всей установки. Создание камер сгорания, обладающих удовлетворительным и устойчивым процессом сгорания и удовлетворяющих ряду других требований, является весьма трудной задачей.

В современных газотурбинных двигателях камеры сгорания должны обладать высокой теплонапряженностью. Под теплонапряженностью камеры сгорания понимается количество выделившегося при сгорании топлива тепла в течение часа, приходящееся на 1 м<sup>3</sup> объема камеры и отнесенное к единице давления, т. е.

$$Q_{\text{к.с}} = \xi_{\text{к.с}} \frac{G_{\text{т}} H_u 3600}{V_{\text{к.с}} p_2}, \quad (57)$$

где  $\xi_{\text{к.с}}$  — коэффициент выделения тепла, характеризующий полноту сгорания в камере;

$G_{\text{т}}$  — секундный расход топлива;

$H_u$  — теплотворная способность топлива;

$V_{\text{к.с}}$  — объем камеры сгорания;

$p_2$  — давление воздуха, поступающего в камеру.

Теплонапряженность камер сгорания современных газотурбинных двигателей доходит до

$$Q_{\text{к.с}} = 25 - 40 \cdot 10^6 \text{ кал/м}^3 \text{ час ат.}$$

Такая высокая теплонапряженность может быть достигнута лишь при условии создания камер, обладающих высоко-

качественным процессом сгорания — высокой скоростью сгорания и небольшой его продолжительностью.

Высокая теплонапряженность камеры должна сочетаться с высокой ее экономичностью, характеризующейся значением коэффициента выделения тепла  $\zeta_{н.с.}$ . Значение этого коэффициента не должно быть ниже  $\zeta_{н.с.} = 0,95 \text{ } 0,97$ ; при этом высокое значение коэффициента выделения тепла должно сохраняться на различных режимах работы двигателя (камеры).

Кроме того, совершенно необходимо, чтобы сгорание топлива полностью завершалось перед сопловым аппаратом турбины, так как в противном случае пламя будет разрушать лопатки турбины.

При проектировании камер сгорания газотурбинных двигателей, работающих при сравнительно малых значениях степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$ , необходимо сводить к минимуму потери давления в камере, достигая вместе с тем хорошего смешения топлива с воздухом для получения удовлетворительного процесса сгорания.

Наконец, камеры сгорания газотурбинных двигателей должны удовлетворять ряду эксплуатационных требований. К ним относятся: надежный запуск камеры на земле и в полете при различных атмосферных условиях, хорошая приемистость и устойчивость горения на всех режимах работы двигателя и возможно больший срок службы камеры.

В основу проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей в настоящее время кладутся следующие общие соображения.

Прежде всего, при проектировании камер необходимо достигнуть хорошего смешения топлива с воздухом в начале камеры. Смесеобразование топлива с воздухом в значительной степени может лимитировать процесс сгорания.

Поэтому все современные камеры сгорания газотурбинных двигателей снабжены фронтowymi устройствами и форсунками, обеспечивающими быстрое и полное смешение топлива и воздуха в начале камеры.

Фронтowe устройства камер должны также создавать необходимую газодинамическую структуру воздушного потока, благодаря которой обеспечивается воспламенение свежей смеси и создаются благоприятные условия для образования устойчивого фронта пламени. В частности, в камерах с лопаточными завихрителями, имеющими сейчас широкое применение, за завихрителем устанавливается зона обратных скоростей, которая и приводит к образованию постоянного очага зажигания и созданию устойчивого фронта пламени. Расположение фронта пламени, величина его поверхности,



скорости сгорания в нем в значительной степени зависят от характера смесеобразования и газодинамики камеры.

В связи с этим вопросам проектирования фронтowych устройств и форсунок и работе их на разных режимах при создании камер необходимо уделять главное внимание.

Вторая особенность современных камер сгорания газотурбинных двигателей заключается в том, что все камеры разделяются на две части или зоны: зону горения и зону смешения.

При современном состоянии металловедения в случае применения турбинных лопаток, не имеющих специального охлаждения, температура газа перед турбиной не должна превышать значения  $T_3 = 1100 \div 1200^\circ \text{ абс.}$  Такая температура при сгорании топливовоздушной смеси достигается при коэффициенте избытка воздуха в смеси  $\alpha = 3,7 \div 4,0$ .

Организация процесса сгорания столь бедных смесей в газовом потоке встречает большие трудности. При таком большом избытке воздуха процесс сгорания протекает весьма медленно и неустойчиво.

Для того, чтобы обеспечить необходимую скорость сгорания в камере и в то же время иметь в конце камеры требуемую температуру, соответствующую общему коэффициенту избытка воздуха  $\alpha = 3,7 \div 4,0$ , процесс сгорания в камере приходится делить на две части: на сгорание основной массы топлива в небольшом объеме камеры при коэффициенте избытка воздуха, близком к единице, чем достигается максимальная скорость сгорания, и на смешение продуктов сгорания с добавочным воздухом с целью получения требуемой температуры газа перед турбиной.

В силу этого все камеры сгорания делятся на две зоны — зону горения, где происходит сгорание топлива при коэффициенте избытка воздуха  $\alpha \approx 1,2 \div 1,5$ , и зону смешения, где происходит смешение продуктов сгорания с добавочным воздухом.

Деление камер сгорания на две зоны приводит к необходимости деления на две части и воздуха, поступающего в камеру из компрессора.

Во всех современных камерах сгорания воздух, поступающий из компрессора, делится на первичный воздух, направляемый в основную зону горения для обеспечения сгорания топлива, и на вторичный, направляемый в зону смешения для снижения температуры продуктов сгорания до требуемой величины. Количество первичного воздуха устанавливается из условия получения в зоне горения камеры коэффициента избытка воздуха, близкого к единице.

Вторичный воздух поступает в зону смешения через ряд отверстий или щелей в кожухе камеры и, помимо снижения

температуры газа перед турбиной, обеспечивает также более равномерное поле температур в газовом потоке перед турбиной и догорание несгоревшего топлива и продуктов неполного окисления.

Рассмотрим некоторые конструкции камер сгорания современных газотурбинных двигателей. По конструктивному оформлению камеры сгорания можно разбить на три группы.

К первой группе относятся кольцевые камеры. В этом случае двигатели имеют общую кольцевую камеру, расположенную в кольцевом пространстве между компрессором и турбиной.

Ко второй группе относятся трубчатые блочные камеры, представляющие собой несколько отдельных камер, заключенных в общий корпус.

К третьей группе относятся трубчатые индивидуальные камеры. В этом случае двигатель снабжается несколькими отдельными камерами, которые вписываются в кольцевое пространство между компрессором и турбиной.

Преимущество кольцевых камер заключается в том, что они по сравнению с отдельными камерами имеют меньший вес и могут дать меньший шидель двигателя с осевым компрессором.

Преимущество отдельных камер состоит в том, что создание и доводка таких малых камер представляет собой значительно более простую задачу. При испытании отдельных камер не требуется громоздких экспериментальных установок большой мощности, потребляющих большое количество воздуха. Отдельные камеры более удобны также и в эксплуатации. В настоящее время в газотурбинных двигателях применяются как кольцевые камеры, так и индивидуальные камеры сгорания, число которых на двигателе колеблется от 6 до 10.

На рис. 57 показана одна из кольцевых камер сгорания, выполненная в виде общей кольцевой полости.

На рис. 58 показан разрез камеры. В первой части камеры *А* происходит сгорание топлива, поэтому эту часть камеры можно назвать зоной горения. Во второй части камеры *Б* происходит перемешивание продуктов сгорания с воздухом, не участвующим в горении, — это зона смешения.

Поступающий в камеру воздух делится на два потока — первичный и вторичный. Первичный воздух входит в зону горения через кольцевые отверстия *В* горелок, которые помещены в передней части камеры и снабжены форсунками.

Вторичный воздух поступает через кольцевые полости *Г*, охватывающие зону горения камеры. В конце этих полостей на внешней и внутренней рубашках помещены по сорок клиновидных смесительных насадок, расположенных в шахматном порядке. Благодаря этому получается очень частая ре-

шетка из восьмидесяти насадок, которая способствует хорошему смешению горячих газов, выходящих из камеры А по центральному кольцу, с вторичным воздухом, выходящим че-

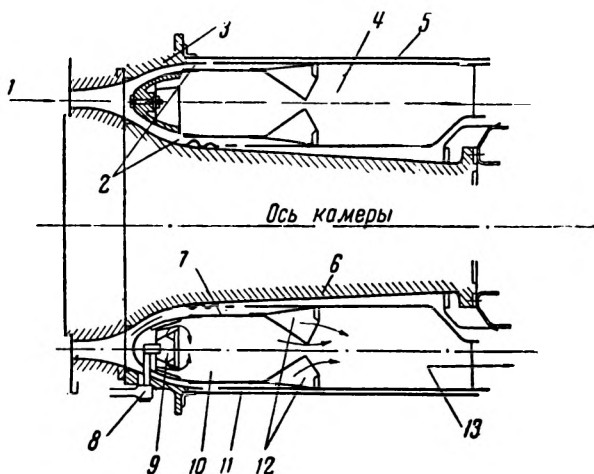


Рис. 57. Кольцевая камера сгорания:

1 — вход воздуха; 2 — каналы для вторичного воздуха; 3 — корпус; 4 — зона смешения; 5 — кожух камеры; 6 — центральное основание камеры; 7 — внутренняя рубашка; 8 — форсунка; 9 — горелка; 10 — зона горения; 11 — наружная рубашка; 12 — смесительные насадки для вторичного воздуха; 13 — выход газов

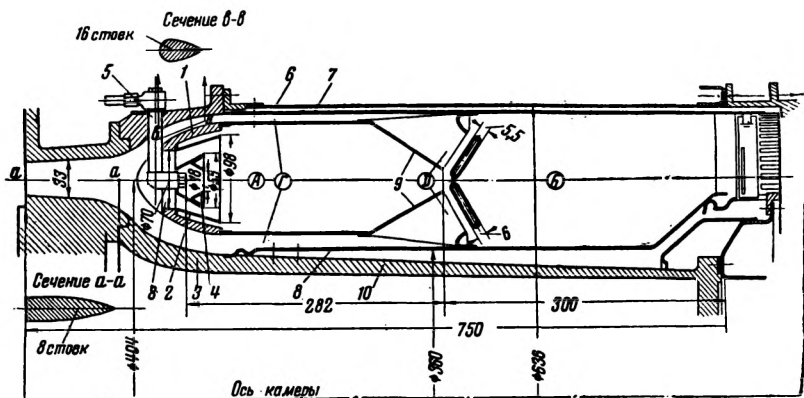


Рис. 58. Разрез кольцевой камеры сгорания:

1 — фронтное устройство; 2 — наружный конус горелки; 3 — внутренний конус горелки; 4 — дефлектор горелки; 5 — форсунка; 6 — кожух камеры; 7 — наружная рубашка; 8 — внутренняя рубашка; 9 — смесительные насадки; 10 — центральное основание камеры; А — камера горения; Б — камера смешения; В — кольцевой канал для прохода первичного воздуха; Г — каналы для прохода вторичного воздуха; Д — каналы смесительных насадок

рез смесительные насадки из кольцевой полости, охватывающей камеру сгорания.

В передней части наружной рубашки 7 (рис. 58) имеется один ряд отверстий, через которые небольшое количество воздуха, служащего для охлаждения, по узкому каналу между кожухом 6 и наружной рубашкой 7 поступает в пространство за сопловым аппаратом турбины.

Внутренняя рубашка 8 в передней части также имеет два ряда отверстий, через которые воздух поступает в канал, образуемый внутренней рубашкой 8 и центральным основанием камеры 10, а затем в пустотелые лопатки соплового аппарата турбины с целью их охлаждения.

Передняя часть камеры состоит из фронтального устройства, в котором размещены шестнадцать горелок с форсунками. Каждая горелка состоит из наружного конуса 2 и внутреннего конуса 3, на конце которого размещен дефлектор 4.

Камера сгорания снабжена также шестью пусковыми форсунками, расположенными между основными горелками, причем около двух верхних форсунок расположены две запальные свечи. Пусковое устройство камеры показано на рис. 59. Пусковая форсунка расположена в передней части камеры,

где скорость воздуха очень мала. Форсунка создает завихрение струи и обеспечивает тонкое распыливание топлива.

На рис. 60 показана схема горелки камеры. Воздух выходит из компрессора со скоростью приблизительно равной 150 м/сек, которая перед камерой сгорания уменьшается до 100 м/сек. Большая часть пер-

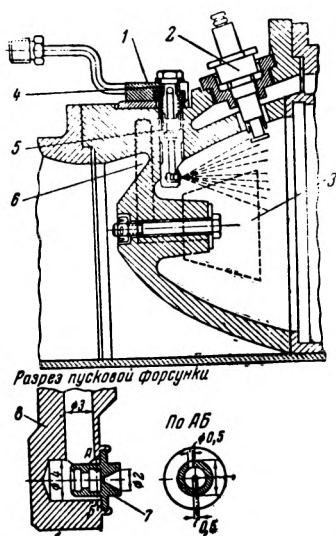


Рис. 59. Пусковое устройство камеры сгорания:

1 — пусковая форсунка; 2 — пусковая свеча; 3 — горелка основной форсунки; 4 и 5 — сетчатый фильтр; 6 — основная форсунка; 7 — сопло пусковой форсунки; 8 — корпус пусковой форсунки

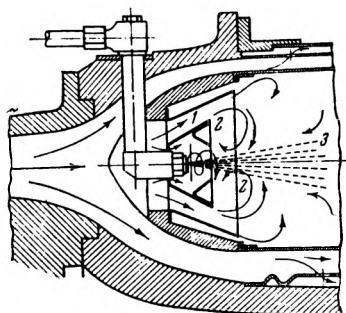


Рис. 60. Схема горелки камеры сгорания

вичного воздуха, поступающего в зону горения, проходит через каналы 1 со скоростью 60—70 м/сек.

По выходе из этих каналов воздух образует вихрь 2, который подхватывает капельки топливного факела 3, выходящего из форсунки в виде конуса с углом при вершине, примерно равным 30°.

Небольшая часть воздуха проходит вокруг форсунки через внутреннюю кольцевую щель, благодаря чему в полости внутреннего конуса происходит предварительное перемешивание воздуха с частью топлива.

Следует отметить, что рассмотренная камера сгорания, созданная путем длительного экспериментирования, не дает все же удовлетворительных результатов.

Процесс сгорания в ней затягивается, фронт пламени переносится в зону смешения и лопатки турбины подвергаются действию высоких температур. Кроме того, на больших высотах в связи с понижением температуры воздуха и ухудшением качества распыливания топлива наблюдается ухудшение сгорания — нарушается устойчивость процесса и уменьшается полнота сгорания.

На рис. 61 приводится схематический чертеж блока труб-

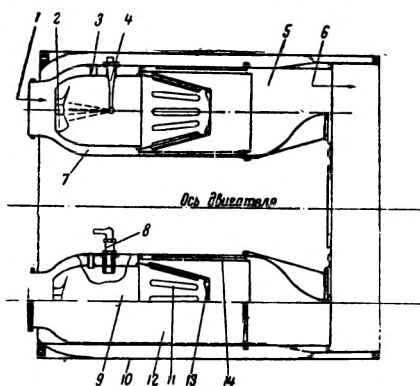


Рис. 61. Блок трубчатых камер сгорания:

- 1 — вход воздуха; 2 — завихритель; 3 — соединительный патрубок; 4 — форсунка; 5 — смеситель; 6 — выход газов; 7 — канал для вторичного воздуха; 8 — запальная свеча; 9 — предкамера; 10 — кожух камеры; 11 — щели для выхода газа; 12 — кожух отдельной камеры; 13 — доньшко стабилизатора; 14 — экран

чатых камер. Трубчатая камера, как уже указывалось, состоит из нескольких отдельных камер, соединенных в один блок, расположенный между компрессором и турбиной и заключенный в общий корпус.

На рис. 62 показан общий вид отдельной камеры сгорания. Каждая камера имеет индивидуальный кожух 1, в котором крепятся форсунка 9 и запальная свеча 10. Запальные свечи помещены только в трех камерах, в остальных камерах воспламенение топлива при запуске двигателя осуществляется через соединительные гофрированные патрубки.

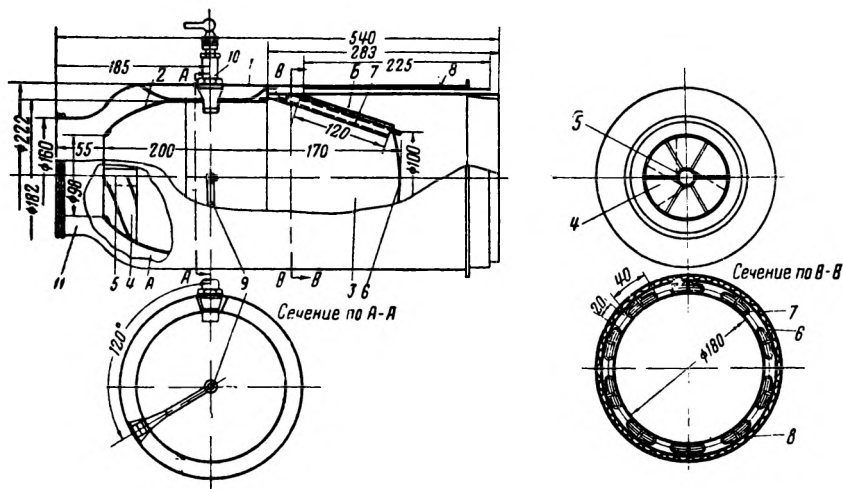


Рис. 62. Трубчатая камера сгорания:

1 — кожух камеры; 2 — входной насадок; 3 — стабилизатор факела; 4 — завихритель воздуха; 5 — трубка завихрителя; 6 — доньшко стабилизатора; 7 — наклонные стойки; 8 — экран кожуха камеры; 9 — форсунка; 10 — свеча; 11 — горловина входа воздуха в камеру; А — кольцевой канал; В — щели; В — цилиндрическая полость

Основное сгорание топлива происходит в предкамере, расположенной в передней части камеры. Смешение продуктов сгорания с воздухом, не участвующим в горении, происходит в смесителе, расположенном за предкамерой.

В передней части предкамеры имеется завихритель воздуха 4 с шестью изогнутыми лопатками, которые приварены к стенкам предкамеры и к центральной трубе 5.

В задней части предкамера снабжена стабилизатором факела 3, состоящим из сплошного доньшка — отражателя 6 и приваренных к нему десяти трубчатых наклонных стоек 7, которые образуют усеченный конус. Стойки 7 имеют внутренние каналы, по которым воздух из кольцевой щели А попадает в предкамеру. Между стойками имеются щели В, через которые газы вытекают из предкамеры.

Форсунка, установленная в центре предкамеры, распыливает топливо против потока воздуха. Форсунка снабжена завихрителем с тангенциальными каналами, благодаря которым

происходит закручивание и хорошее распыливание выходящей струи топлива.

Каждая камера имеет наружный кожух 1, образующий кольцевой канал А, по которому воздух, не участвующий в горении, проходит в смеситель.

В зоне высоких температур кожух камеры сгорания защищен экраном 8, изготовленным из миллиметровой листовой стали, покрытой алюминием. Все шесть камер одеты в общий кожух из листовой стали.

Воздух, подаваемый компрессором в камеру сгорания, делится на два потока. Первичный воздух поступает в предкамеру и участвует в сгорании топлива. Благодаря наличию завихрителя и узких щелей для прохода газов в донышке предкамеры сопротивление предкамеры оказывается большим и через нее проходит лишь  $20 \div 30\%$  всего воздуха, подаваемого компрессором. Воздух попадает в предкамеру через завихритель и сильно турбулизуется. Струя воздуха, проходящая через центральную трубку завихрителя навстречу подаваемому форсункой топливу, также способствует перемешиванию топлива с воздухом.

Все это создает хорошие условия для смесеобразования и последующего сгорания смеси в предкамере, причем раскаленное донышко стабилизатора способствует устойчивости процесса сгорания.

Остальная часть воздуха (вторичный воздух) поступает в кольцевой канал А и затем распределяется следующим образом: основная часть вторичного воздуха протекает по кольцевой щели в полость над стабилизатором 3 и по трубчатым наклонным стойкам 7 попадает в заднюю часть предкамеры, где у донышка стабилизатора смешивается с продуктами сгорания и участвует в догорании несгоревшей смеси. Часть же воздуха проходит мимо экрана 8, охлаждает его и поступает в смеситель, где смешивается с продуктами сгорания.

Основное смешение продуктов сгорания со вторичным воздухом происходит в полости над стабилизатором 3 предкамеры, куда поступают воздух из канала А и продукты сгорания через щели Б стабилизатора.

Камера рассмотренного типа не получила распространения. Основными недостатками камеры являются: большое сопротивление камеры и, несмотря на это, низкий коэффициент выделения тепла ( $\xi_{к.с} \cong 0,92 \div 0,94$ ). Ниже приведены основные данные этой камеры:

Расход воздуха через одну камеру	$G_B = 3,4 \text{ кг/сек}$
Расход топлива в одной камере .....	$G_T = 218 \div 220 \text{ кг/час}$
Коэффициент избытка воздуха	$\alpha = 3,8$
Давление воздуха на входе в камеру .....	$p_2 = 3,1 \text{ кг/см}^2$
Температура воздуха на входе в камеру ..	$t_2 = 160 \text{ }^\circ\text{C}$

Потеря давления в камере  $\Delta p = 0,185 \text{ кг/см}^2$   
 Средняя температура газов на выходе из камеры  $t_3 = 760^\circ\text{C}$   
 Коэффициент выделения тепла  $\xi_{\text{к.с}} = 0,92 \div 0,94$   
 Теплонапряженность камеры  $Q_{\text{к.с}} = 43,4 \cdot 10^6 \text{ кал/м}^3 \text{ час ат.}$   
 Полный объем одной камеры  $V_{\text{к.с}} = 0,0167 \text{ м}^3$

На рис. 63 показана схема индивидуальной трубчатой камеры, на рис. 64 — ее схематический чертеж с основными размерами.

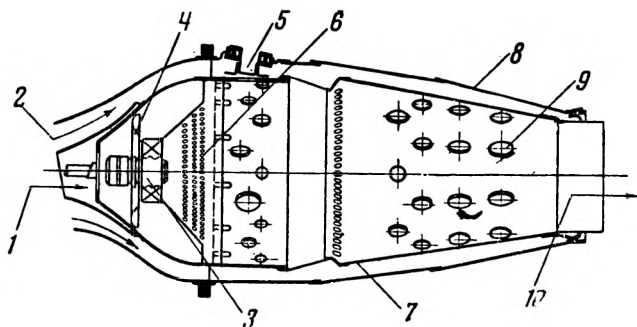


Рис. 63. Трубчатая камера сгорания:

1 — вход первичного воздуха; 2 — вход вторичного воздуха; 3 — форсунка; 4 — перфорированная тарелка; 5 — соединительный патрубок; 6 — перфорированный конус; 7 — жаровая труба; 8 — кожух камеры; 9 — отверстия для вторичного воздуха; 10 — выход газов

Камера состоит из внутренней жаровой трубы и внешнего кожуха.

Жаровая труба (рис. 64), выполненная из листовой жароупорной стали, имеет две части: головку, состоящую из завихрителя 4, тарелки 3 и конуса 5, и корпус, состоящий из цилиндрического 6 и конического 8 участков. Завихритель 4 установлен в центре головки жаровой трубы; он состоит из внутреннего кольца А, наружного кольца В и помещенных между ними лопаток Б, связанных с кольцами точечной сваркой. Тарелка 3 и конус 5 имеют большое количество отверстий для прохода и турбулизации воздуха, поступающего в жаровую трубу.

Корпус жаровой трубы состоит из цилиндрической части и двух конических участков, соединенных между собой конусным кольцом, имеющим большое количество отверстий. Цилиндрическая часть жаровой трубы имеет два ряда отверстий



для прохода воздуха из кольцевой полости, образованной корпусом жаровой трубы и кожухом, в зону горения. Второй конический участок трубы имеет четыре ряда отверстий, через которые воздух из той же кольцевой полости поступает в зону смешения.

Каждая камера имеет одну форсунку открытого типа, установленную во внутреннем кольце завихрителя и впрыскивающую топливо по направлению потока. Воздух, подаваемый в камеру компрессора, делится на два потока.

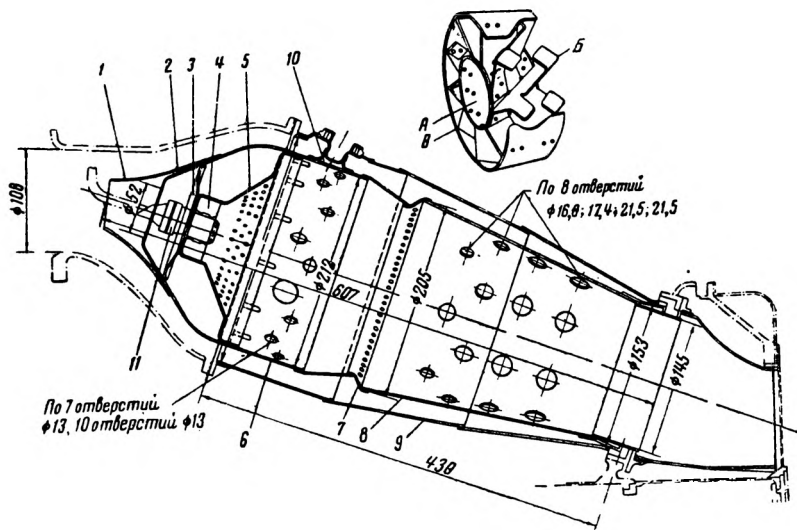


Рис. 64. Трубчатая камера сгорания:

- 1 — входной кожух; 2 — чашка; 3 — перфорированная тарелка; 4 — лопаточный завихритель; 5 — перфорированный конус; 6 — цилиндрическая часть жаровой трубы; 7 — соединительное кольцо; 8 — коническая часть жаровой трубы (зона смешения); 9 — кожух камеры; 10 — соединительный патрубок; 11 — форсунка; А — внутреннее кольцо; Б — лопатка; В — наружное кольцо

Первичный воздух поступает в головку жаровой трубы по центральному каналу и проходит в цилиндрическую часть жаровой трубы частью через лопаточный завихритель и частью через отверстия тарелки и конуса. Дополнительно воздух поступает в зону горения через два ряда отверстий, имеющих на цилиндрической части жаровой трубы.

Наличие завихрителя и дробление потока воздуха при проходе его через перфорированные поверхности тарелки и конуса способствуют сильной турбулизации поступающего в жаровую трубу воздуха и перемешиванию его с топливом.

Размеры завихрителя и головки подобраны так, что при работе камеры на основных режимах создаются обратные

вихревые потоки горячих газов, воспламеняющих свежую смесь.

Опыты показывают, что закрутка воздуха завихрителем и обратные вихревые токи горячих газов обеспечивают скорость горения, необходимую для стабилизации пламени; коэффициент выделения тепла  $\xi_{н.с}$  имеет высокое значение.

Вторичный воздух проходит через кольцевую полость между корпусом жаровой трубы и кожухом камеры и поступает в зону смешения камеры через четыре ряда отверстий, имеющих на второй конической части жаровой трубы, а также через отверстия кольца, соединяющего между собой две конические части трубы. Поступление воздуха для смешения с горячими газами увеличивается к концу трубы благодаря тому, что диаметры отверстий последних рядов больше, чем у первых двух.

Таким образом, после сгорания основной массы топлива в первой цилиндрической части жаровой трубы, где коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  не превышает 1,5 и где, следовательно, развиваются высокие температуры горения, продукты сгорания, продвигаясь вдоль трубы, смешиваются постепенно с поступающим через радиальные отверстия вторичным воздухом, в результате чего происходит догорание несгоревшего топлива и понижение температуры газов до средней величины  $t_3 = 850 \div 875^\circ \text{C}$  при общем коэффициенте избытка воздуха  $\alpha = 3,8 \div 4,0$ .

Рассмотренная камера имеет следующие данные:

Расход воздуха через одну камеру.....	$G_B = 3,17 \text{ кг/сек}$
Расход топлива в одной камере	$G_T = 200 \div 210 \text{ кг/час}$
Коэффициент избытка воздуха	$\alpha = 3,8$
Давление воздуха на входе в камеру	$p_2 = 4,02 \text{ кг/см}^2$
Температура воздуха на входе в камеру	$t_2 = 200^\circ \text{C}$
Потеря давления в камере	$\Delta p = 0,18 \text{ кг/см}^2$
Средняя температура газов на выходе из камеры	$t_3 = 850^\circ \text{C}$
Коэффициент выделения тепла .....	$\xi_{н.с} = 0,97$

На рис. 65 приводится стендовая характеристика камеры, из которой видно, что при изменении температуры газов перед турбиной в широких пределах от 750 до 1100° абс коэффициент выделения тепла остается почти неизменным.

Основным недостатком камер сгорания с лопаточным завихрителем рассмотренного типа является неустойчивость сгорания и возможность срыва пламени при изменении режима работы двигателя, особенно на больших высотах полета.

Ограничиваясь рассмотрением наиболее типичных камер сгорания газотурбинных двигателей, в заключение укажем, что современное состояние теории сгорания в газовых потоках и отсутствие достаточного экспериментального материала по сгоранию в камерах приводит к тому, что в настоящее время

проектирование и отработка камер сгорания газотурбинных двигателей производится главным образом опытным путем, заключающимся в подборе газодинамической схемы камеры, ее размеров, числа и качества форсунок и т. п.

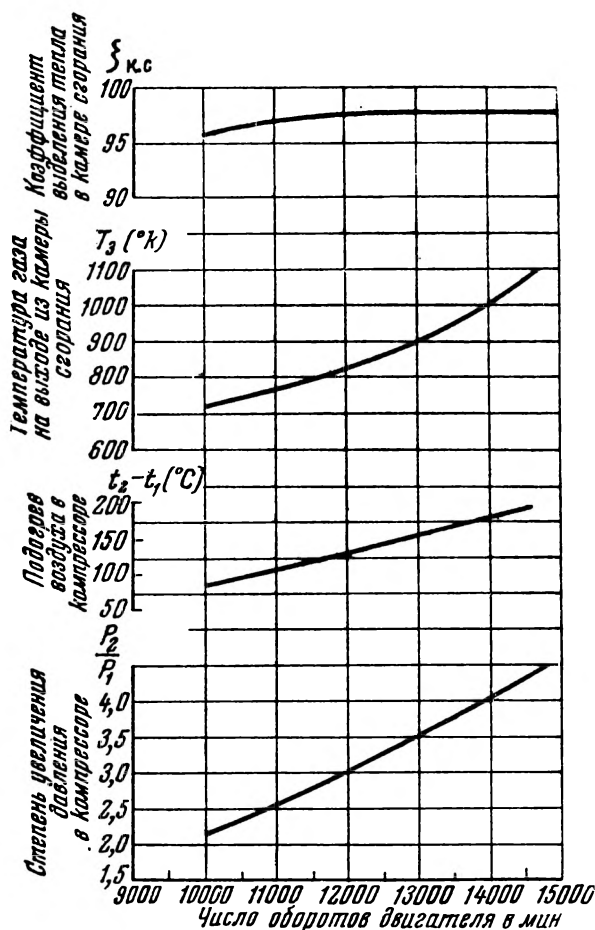


Рис. 65. Стендовая характеристика камеры

Вместе с тем надо подчеркнуть огромное значение для разработки камер сгорания теоретических исследований процессов смесеобразования и сгорания в газовом потоке. Принимая во внимание, что камера сгорания газотурбинного двигателя является одним из основных его элементов и что опытная отработка камер является длительным и сложным процессом, не дающим твердой уверенности в получении положительных результатов, разработка теории смесеобразования

и сгорания в газовом потоке является одной из важнейших задач теории газотурбинных двигателей, направленной на решение практических вопросов в области строительства современных авиационных двигателей.

В этой связи следует указать на бесспорный приоритет советских ученых в разработке теории сгорания и на ведущиеся у нас глубокие теоретические и экспериментальные исследования по теории горения, позволяющие высказать уверенность, что труды советских ученых приведут к разработке теоретических предпосылок для расчета процесса сгорания в потоке и к созданию камер сгорания, отвечающих всем требованиям работы газотурбинных двигателей в различных условиях полета.

Перейдем к рассмотрению процесса расширения газа в турбине.

### ПРОЦЕСС РАСШИРЕНИЯ ГАЗА В ТУРБИНЕ

Продукты сгорания с параметрами  $p_3$ ,  $T_3$  и  $\omega_3$  по выходе из камеры поступают в газовую турбину, в которой газы расширяются и совершают полезную работу, затрачиваемую на привод в движение компрессора и вспомогательных механизмов. Ориентировочно можно принять:

$$N_T = (1,015 \div 1,02) N_K, \quad (58)$$

где  $N_T$  — мощность турбины;

$N_K$  — мощность компрессора.

В турбореактивных двигателях в большинстве случаев применяются одноступенчатые турбины (рис. 66).

Одноступенчатая турбина состоит из ряда неподвижных сопловых лопаток (соплового аппарата) и ряда вращающихся рабочих лопаток, сидящих на диске турбины и создающих окружное усилие турбинного колеса.

Все применяемые в турбореактивных двигателях турбины являются реактивными.

В реактивных турбинах механическая работа турбинного колеса получается вследствие использования не только кинетической энергии газового потока, вытекающего из соплового аппарата турбины, но и вследствие использования внутренней (тепловой) энергии газа. Чтобы использовать внутреннюю (тепловую) энергию газа, газовый поток в межлопаточных каналах рабочего колеса турбины должен расширяться (ускоряться). Поэтому каналы, образованные рабочими лопатками турбины, выполняются сужающимися к выходу. При этом действие газа на рабочие лопатки турбины увеличивается, так как это действие обусловлено возникающими центробежными силами, которые, как известно, возрастают при увеличении скорости движения газа по криволинейным каналам.

Процесс расширения газа в межлопаточных каналах турбины можно трактовать и несколько иначе. Так как в процессе расширения относительная скорость газа увеличивается, то усилие на рабочих лопатках, получаемое за счет этого

расширения, можно рассматривать и как силу реакции, направленную в сторону, обратную направлению скорости газового потока. Поэтому такие турбины и называются обычно реактивными в отличие от турбин, в которых используется только кинетическая энергия газа, выходящего из соплового аппарата турбины, и которые называются активными.

На рис. 67 показана схема одноступенчатой реактивной турбины, изменение в ней параметров газа — давления, температуры и скоростей (абсолютных  $c$  и относительных  $w$ ) — и треугольники скоростей.

К сопловым лопаткам  $A$  газ подходит из камеры сгорания с параметрами  $p_3$ ,  $T_3$  и скоростью  $w_3$ . Эта скорость на рис. 67 в соответствии с терминологией, принятой в газовых турбинах, обозначена через  $c_0$ .

В каналах между сопловыми лопатками происходит расширение от  $p_3$  до  $p'_4$ . Соответственно падению давления происходит увеличение скорости газа от  $c_0$  до  $c_1$  и уменьшение температуры от  $T_3$  до  $T'$

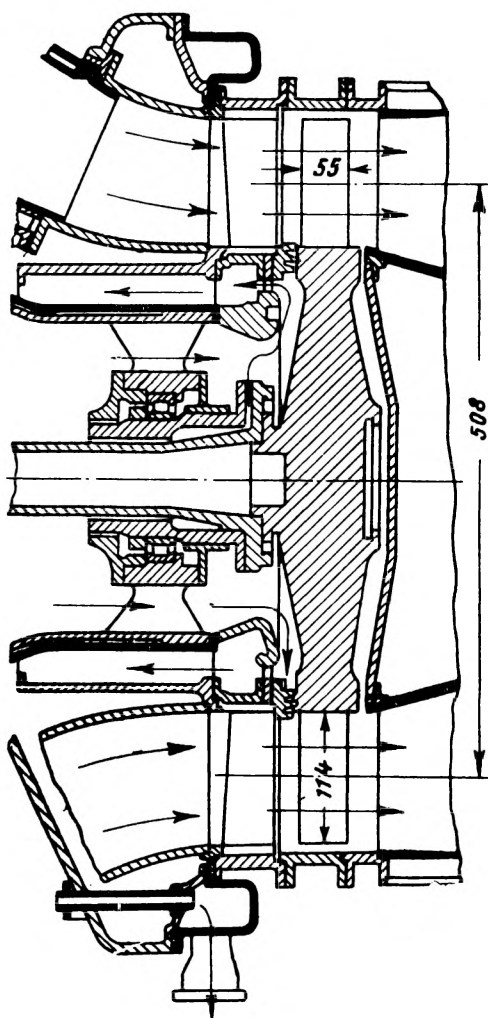


Рис. 66. Продольный разрез газовой турбины мощностью 11 100 л. с. при 12 300 об/мин

ние газа и понижение его давления. Соответственно падению давления происходит увеличение скорости газа от  $c_0$  до  $c_1$  и уменьшение температуры от  $T_3$  до  $T'$

Следовательно, на неподвижных сопловых лопатках потенциальная энергия газа превращается в кинетическую, и газ перед рабочими лопатками колеса имеет абсолютную скорость  $c_1$ , большую  $c_0$ . Зная угол  $\alpha_1$  (рис. 67), окружную скорость  $u$  колеса (в рассматриваемом сечении), можно построить треугольник скоростей и найти относительную скорость входа газа  $w_1$  на рабочие лопатки (рис. 67).

На рабочих лопатках турбинного колеса вследствие соответствующего их профилирования происходит дальнейшее расширение газа и понижение его давления от  $p'_4$  до  $p_4$ . В связи с этим на рабочих лопатках, так же как и на сопловых, происходит преобразование потенциальной энергии газа в кинетическую — относительная скорость газа в каналах между рабочими лопатками увеличивается и достигает на выходе значения  $w_2$ . Вместе с тем абсолютная скорость на выходе из турбины уменьшается в связи с преобразованием кинетической энергии газа в механическую работу колеса, т. е.  $c_2 < c_1$ .

Степень использования внутренней (тепловой) энергии газа в турбине характеризуется так называемой степенью реактивности  $\varphi$ , представляющей собой отношение теплового перепада на рабочих лопатках турбины к общему тепловому перепаду в сопловом

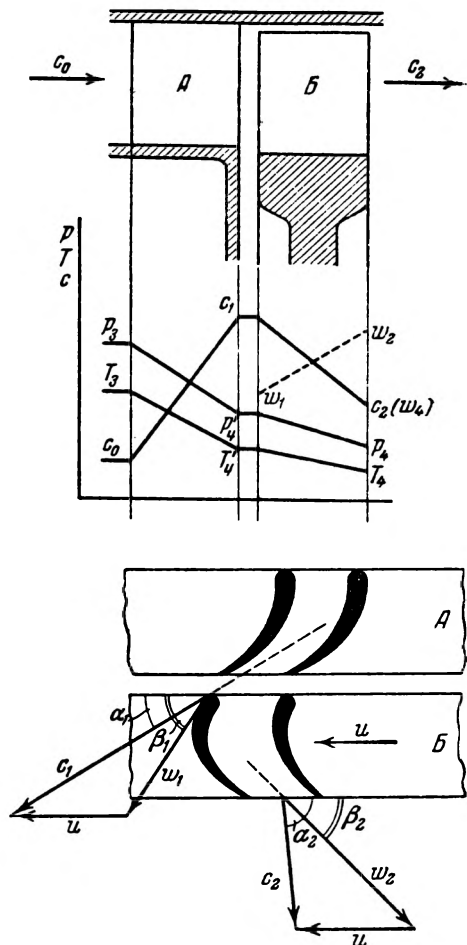


Рис 67. Изменение параметров газа в сопловых и рабочих лопатках реактивной турбины и треугольники скоростей:  
А — сопловые лопатки; Б — рабочие лопатки

аппарате и рабочем колесе турбины, причем процессы расширения рассматриваются происходящими без потерь:

$$\rho \approx \frac{T'_4 - T_4}{T_3 - T_4}$$

Если  $T'_4 = T_4$ , т. е. внутренняя (тепловая) энергия на рабочем колесе не используется, то степень реактивности  $\rho = 0$  и ускорения газового потока в каналах между рабочими лопатками не происходит. В этом случае реактивное действие на окружности турбинного колеса отсутствует, и турбина является активной.

В связи с тем, что в сопловом аппарате реактивных турбин срабатывается меньший перепад давления при одном и том же суммарном перепаде сравнительно с активной турбиной, вследствие чего получаются меньшие скорости газа, реактивные турбины имеют меньшие потери в сопловых и рабочих лопатках и, следовательно, больший к.п.д. Кроме этого, в реактивных турбинах могут применяться сужающиеся сопла, отличающиеся более простой конструкцией и малой чувствительностью к изменению режима работы двигателя.

В существующих турбинах турбореактивных двигателей степень реактивности по среднему радиусу лопаток обычно лежит в пределах  $\rho = 0,30 \div 0,45$ .

Газовые турбины, применяемые в авиационных газотурбинных двигателях, должны иметь высокий к. п. д., малые вес и габариты и быть достаточно надежными в работе.

Малые потери и высокие к.п.д. в турбинах достигаются хорошей профилировкой и тщательной отделкой лопаток и правильным выбором размеров и зазоров рабочих элементов турбины.

К числу потерь, учитываемых коэффициентами полезного действия турбины, относятся: 1) гидравлические сопротивления в сопловом аппарате; 2) гидравлические сопротивления в рабочих лопатках; 3) потери с выходной скоростью  $w_4$ ; 4) потери, связанные с утечкой газа через зазоры; 5) трение торцевых поверхностей колеса турбины о газ (так называемые вентиляционные потери); 6) трение в подшипниках.

Первые три вида потерь оцениваются так называемым относительным к.п.д. турбины, а три последние можно оценивать механическим к.п.д. В этом случае для турбин  $\eta_m = 0,97 \div 0,98$ . В ряде случаев механическим к.п.д.  $\eta_m$  учитывают только потери в подшипниках, а потери, связанные с утечкой газа через зазоры и с трением торцевых поверхностей турбины о газ, оцениваются отдельным к.п.д.

Потери, свойственные процессу расширения в турбине (первые три вида потерь), носят двойкий характер: во-первых, это гидравлические потери в сопловых и рабочих лопат-

ках, во-вторых, это потери, обуславливаемые выходной скоростью газа из турбины.

Таким образом, располагаемый теплоперепад  $H_t$  при расширении газа в турбине можно представить в виде суммы:

$$H_t = A L_T + A L_{\text{гид. пот}} + A L_{\text{вых. ск.}}$$

где  $A L_T$  — работа на валу турбины (в кал);

$A L_{\text{гид. пот}}$  — увеличение теплосодержания (в кал) за счет гидравлических потерь;

$A L_{\text{вых. ск}}$  — кинетическая энергия (в кал), соответствующая выходной скорости.

С точки зрения преобразования располагаемого теплоперепада в работу (мощность) турбины кинетическая энергия, соответствующая выходной скорости, является потерянной, так как она не преобразуется в работу, снимаемую с вала турбины. Но с точки зрения общего энергетического баланса всего двигателя эта энергия не является потерянной, так как она используется в дальнейшем в реактивном сопле для получения тяги двигателя.

В связи с изложенным характером потерь различают два к.п.д. авиационной турбины: первый — лопаточный к.п.д.

$$\eta_{\text{л}} = \frac{A L_T + A L_{\text{вых. ск}}}{H_t},$$

учитывающий лишь гидравлические потери и характеризующий совершенство проточной части турбины, т. е. лопаточных решеток, и второй — мощностной или относительный к.п.д.

$$\eta_u = \frac{A L_T}{H_t}$$

учитывающий и гидравлические потери и потери с выходной скоростью и характеризующий преобразование располагаемого теплоперепада в работу турбины.

Для современных авиационных газовых турбин с выходной скоростью  $w_4 = 300 \div 420$  м/сек мощностной к.п.д. имеет значение  $\eta_u = 0,6 \div 0,7$ , а лопаточный к.п.д.  $\eta_{\text{л}} = 0,8 \div 0,9$ , при этом разница между  $\eta_u$  и  $\eta_{\text{л}}$  тем больше, чем выше выходная скорость газа  $w_4$  из турбины.

Если рассматривать турбину как часть авиационного двигателя и принять при использовании выходной скорости за располагаемый для турбины теплоперепад величину  $(H_t - A \frac{w_4^2}{2g})$ , то можно получить выражение для относительного к. п. д. при использовании выходной скорости<sup>1</sup>, т. е.

$$\eta'_u = \frac{A L_T}{H_t - A \frac{w_4^2}{2g}}$$

<sup>1</sup> Значение этого к. п. д. колеблется в пределах  $\eta'_u = 0,83 \div 0,9$ .



Величина к.п.д. турбины оказывает существенное влияние на силу тяги и удельный расход топлива турбореактивного двигателя. С увеличением к.п.д. турбины увеличивается сила тяги и уменьшается удельный расход топлива двигателя. Поэтому дальнейшее улучшение качеств газовых турбин и повышение их к.п.д. является весьма важной задачей, связанной с созданием более совершенных авиационных газотурбинных двигателей.

Компактность и небольшой вес авиационной газовой турбины обеспечиваются повышенными скоростями газа в ее проточной части и работой турбины на больших числах оборотов, намного превышающих число оборотов стационарных турбин. В современных турбореактивных двигателях вес турбины составляет примерно 15% от веса всей установки.

К числу требований, предъявляемых к газовым турбинам, относится и требование ее надежной работы. Особенно существенно обеспечение надежной работы рабочих лопаток, испытывающих высокие термические и механические нагрузки в связи с высокой температурой газа, поступающего на лопатки, и большим числом оборотов турбины. Надежность работы лопаток турбины достигается применением для сопловых и рабочих лопаток специальных сплавов с высокими механическими и антикоррозионными качествами при высоких температурах. Разработка подобных сплавов имеет весьма важное значение для повышения надежности работы турбины, удлинения ее срока службы и создания более совершенных турбореактивных двигателей.

Отношение давлений газа  $p_3$  перед турбиной к давлению газа  $p_4$  за турбиной называется степенью понижения давления газа в турбине.

$$\delta = \frac{p_3}{p_4}. \quad (59)$$

Величина  $\delta$  может быть вычислена по тепловому расчету двигателя или определена экспериментально по замеренным давлениям перед турбиной и за ней.

При известной степени понижения давления газа в турбине давление за турбиной определяется простым соотношением:

$$p_4 = \frac{p_3}{\delta}.$$

Температура газа за турбиной также может быть вычислена по тепловому расчету двигателя или найдена опытным путем.

#### ПРОЦЕСС РАСШИРЕНИЯ ГАЗА В РЕАКТИВНОМ СОПЛЕ

После расширения в турбине газ с параметрами  $p_4$ ,  $T_4$  и  $w_4$  поступает в реактивное сопло, в котором происходит пре-

образование потенциальной энергии, соответствующей оставшейся после турбины разности давления  $p_4 - p_5$ , в кинетическую энергию. В результате этого в выходном сечении сопла устанавливается скорость истечения  $w_5$ .

Скорость истечения из сопла  $w_5$  тем больше, чем больше давление газов  $p_4$  и их температура  $T_4$  за турбиной, а также чем выше к.п.д. сопла  $\eta_c$ .

Коэффициент полезного действия сопла  $\eta_c$ , учитывающий потери в сопле, в зависимости от его формы имеет значение  $\eta_c = 0,92 \div 0,95$ .

Давление в выходном сечении сопла  $p_5$  зависит от того, имеет ли реактивное сопло только сужающийся канал или оно выполнено с расширением в своей концевой части.

Расчеты показывают, что для основных режимов работы двигателя в условиях полета полное расширение газа, т. е. получение в выходном сечении сопла давления  $p_5 = p_0$ , возможно лишь при наличии расширяющейся части сопла. Это означает, что на основных режимах истечение происходит со сверхзвуковой скоростью; в связи с этим при простом сужающемся сопле в его выходном сечении устанавливается давление  $p_5 > p_0$ .

Потери тяги, получающиеся в случае неполного расширения (сужающееся сопло), характеризуются данными, приведенными в таблице 2.

Таблица 2

$p_0$ $p_4$	$\frac{R}{R_{\max}}$
0,50	0,99
0,25	0,94—0,96
0,10	0,84—0,9

В этой таблице величина  $R_{\max}$  соответствует силе тяги при полном расширении в расширяющемся сопле, а величина  $R$ — силе тяги при неполном расширении. Величина  $\frac{R}{R_{\max}}$ , характеризующая понижение силы тяги при неполном расширении, зависит от перепада давления  $\frac{p_0}{p_1}$  и уменьшается с уменьшением отношения  $\frac{p_0}{p_1}$ , т. е. с увеличением разности  $p_4 - p_0$ .

Для современных турбореактивных двигателей отношение  $\frac{p_0}{p_4} > 0,25$  и, следовательно, потери в величине тяги из-за не-

полного расширения газа в реактивном сопле оказываются незначительными ( $\frac{R}{R_{\text{макс}}} > 0,95$ ).

В связи с этим, а также ввиду конструктивной сложности выполнения расширяющегося сопла, в особенности в случае необходимости его регулирования, целесообразно во многих случаях иметь в турбореактивных двигателях обычное сужающееся сопло, в выходном сечении которого на основных режимах работы двигателя устанавливается давление  $p_5 > p_0$ .

Газы, вытекающие из реактивного сопла турбореактивных двигателей, имеют относительно большие скорости и температуру. На расчетном режиме в стартовых условиях ( $V=0$  и  $H=0$ ) скорость истечения газов из сопла составляет  $w_5 = 500 \div 600$  м/сек, а температура  $T_5 = 600 \div 650^\circ \text{C}$ .

## § 11. Оценка качеств и характеристики турбореактивного двигателя

Рассмотрим характеристики турбореактивных двигателей по степени увеличения давления  $\pi_0$  в компрессоре и температуре газов  $T_3$  перед турбиной.

Эффективный к.п.д., характеризующий качества турбореактивного двигателя как теплового двигателя, определяется выражением:

$$\eta_{ie} = \frac{AG_B (w_5^2 - V^2)}{2g G_T H_u} = \frac{A (w_5^2 - V^2)}{2g g_T H_u},$$

где  $w_5$  — скорость истечения газа из сопла;  
 $g_T$  — секундный расход топлива, приходящийся на 1 кг воздуха, т. е.  $g_T = \frac{G_T}{G_B}$

На рис. 68 показано изменение эффективного к.п.д. в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  для различных значений температуры газа перед турбиной  $T_3$  при  $V=0$  и  $H=0$ .

Как видим, эффективный к.п.д. турбореактивного двигателя с увеличением  $\pi_0$  сначала увеличивается, достигает максимума и затем понижается. С увеличением температуры  $T_3$  эффективный к.п.д. увеличивается, при этом оптимальное значение  $\pi_0$ , при котором достигается максимум эффективного к.п.д., увеличивается с увеличением  $T_3$ .

Эффективный к.п.д. турбореактивного двигателя зависит от скорости и высоты полета. С увеличением скорости полета эффективный к.п.д. двигателя увеличивается, так как с увеличением скорости полета повышается динамическое сжатие воздуха, общая степень увеличения давления в двигателе  $\pi = \pi_d \pi_n$  возрастает, в результате чего улучшается использование тепла в двигателе. Эффективный к.п.д. двигателя увели-

чивается также с повышением высоты полета, так как при этом возрастает степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$  и повышается общая степень увеличения давления в двигателе  $\pi = \pi_d \pi_k$ .

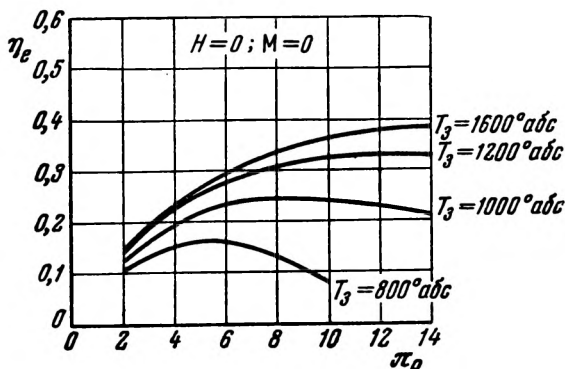


Рис. 68. Изменение эффективного к. п. д.  $\eta_e$  турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной  $T_3$  для  $M=0$  и  $H=0$

В качестве примера на рис. 69, 70, 71 приведены рассчитанные зависимости эффективного к.п.д. турбореактивного двигателя от скорости полета, высоты полета и температуры газа перед турбиной.

Изменение  $\eta_e$  по  $M$  на рис. 69 построено для степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0=4$ , температуры газа перед турбиной  $T_3=1000^\circ \text{абс}$  и условий работы двигателя при полете у земли ( $H=0$ ).

Зависимость  $\eta_e$  от  $H$  на рис. 70 построена для  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1000^\circ \text{абс}$  и скорости полета, соответствующей числу  $M=0,8$ .

Изменение эффективного к.п.д. в зависимости от температуры газа  $T_3$  дано для  $\pi_0=4$ ,  $H=0$  и  $M=0,8$  (рис. 71).

Приведенные расчетные данные показывают, что при существующих значениях  $\pi_0=4,0 \div 7,0$  и температуре

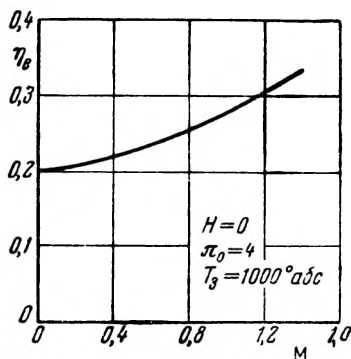


Рис. 69. Изменение эффективного к. п. д.  $\eta_e$  турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $H=0$ ;  $\pi_0=4$  и  $T_3=1000^\circ \text{абс}$

$T_3 = 1000 \div 1200^\circ \text{ абс}$  эффективный к.п.д. двигателя по абсолютной величине имеет достаточно высокие значения. Так, при  $\pi_0 = 4$ ,  $T_3 = 1000^\circ \text{ абс}$  и скорости полета у земли  $M = 0,8$ , эффективный к.п.д. турбореактивного двигателя

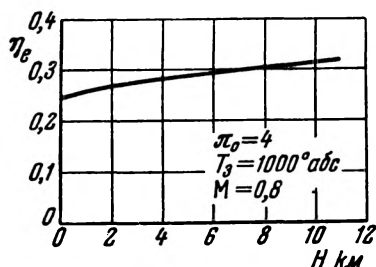


Рис. 70. Изменение эффективного к. п. д.  $\eta_e$  турбореактивного двигателя в зависимости от высоты полета  $H$  при  $\pi_0 = 4$ ,  $T_3 = 1000^\circ \text{ абс}$ ,  $M = 0,8$

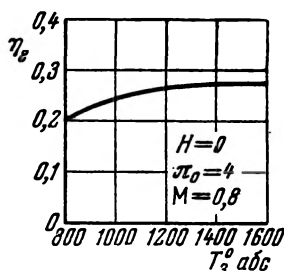


Рис. 71. Изменение эффективного к. п. д.  $\eta$  турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при  $H = 0$ ,  $\pi_0 = 4$  и  $M = 0,8$

$\eta_e = 0,25$ , т. е. соответствует примерно значению эффективного к.п.д. бензиновых поршневых двигателей.

Если под эффективной мощностью турбореактивного двигателя как теплового двигателя понимать «струйную» мощность

$$N_e = \frac{G_B (w_5^2 - V^2)}{2g \cdot 75},$$

то можно определить удельный расход топлива в час, приходящийся на одну эффективную лошадиную силу. Обозначая эту величину через  $C_e$ , найдем:

$$C_e = \frac{G_T 3600}{N_e} = \frac{632}{\eta_e H_u}.$$

При эффективном к.п.д.  $\eta_e = 0,25$  и величине  $H_u \approx 10\,000 \text{ кал/кг}$  удельный расход топлива, отнесенный к эффективной мощности,

$$C_e = \frac{632}{0,25 \cdot 10\,000} = 0,252 \text{ кг/л. с. час.}$$

Таким образом, по эффективному к.п.д. и удельному расходу топлива на эффективную лошадиную силу в час турбореактивные двигатели как тепловые двигатели по своим качествам не уступают современным бензиновым поршневым двигателям. С увеличением степени увеличения давления в

компрессоре  $\pi_0$ , повышением температуры газа перед турбиной  $T_3$  и переходом на большие скорости полета качества турбореактивных двигателей как тепловых двигателей будут еще более высокими.

Качества турбореактивных двигателей как движителей могут быть определены по удельной силе тяги и удельному расходу топлива, отнесенному к силе тяги.

Сила тяги турбореактивного двигателя в общем случае (при неполном расширении газа в сопле) определяется по формуле:

$$R = \frac{G_B}{g} (w_5 - V) + F_c (p_5 - p_0).$$

Удельная тяга:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_B} = \frac{1}{g} (w_5 - V) + f_c (p_5 - p_0).$$

В этих формулах  $G_B$  — секундный расход воздуха через двигатель;  $w_5$  — скорость истечения газа из сопла;  $p_5$  — давление в выходном сечении сопла,  $F_c$  — площадь выходного сечения сопла;  $f_c = \frac{F_c}{G_B}$  — площадь выходного сечения сопла при расходе воздуха  $G_B = 1$  кг/сек;  $p_0$  — давление окружающей среды.

Удельный расход топлива, отнесенный к силе тяги,

$$C_{уд} = \frac{G_T 3600}{R}$$

или

$$C_{уд} = \frac{g_T 3600}{R_{уд}},$$

где  $g_T$  — секундный расход топлива, приходящийся на 1 кг воздуха (кг топлива/кг воздуха).

Величина  $g_T$  может быть найдена из уравнения теплового баланса<sup>1</sup>:

$$g_T H_u \xi_{к.с} = (1 + g_T) c_{pг} (t_3 - t_2)$$

или

$$g_T = \frac{c_{pг} (t_3 - t_2)}{\xi_{к.с} H_u - c_{pг} (t_3 - t_2)}, \quad (60)$$

где  $t_3$  — температура газа в °C перед турбиной;  
 $t_2$  — температура воздуха в °C за компрессором;  
 $c_{pг}$  — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении;  
 $\xi_{к.с}$  — коэффициент выделения тепла в камере;  
 $H_u$  — теплотворная способность топлива.

<sup>1</sup> При допущениях, принятых на стр. 105.

Зная  $g_T$ , можно определить общий секундный расход топлива:

$$G_T = g_T G_B. \quad (61)$$

Кроме удельного расхода топлива, в качестве характеристики может быть определен полный к.п.д. двигателя:

$$\gamma_0 = 8,43 \frac{V}{C_{уд} H_u} \quad \text{и} \quad \eta_0 = \gamma_{п} \gamma_{г}.$$

Удельные параметры турбореактивного двигателя — удельная тяга и удельный расход топлива, определяющие его качество как движителя, зависят от ряда конструктивных величин и режима работы двигателя. Существенное влияние на удельную тягу и удельный расход топлива оказывают следующие величины: степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$ , температура газа перед турбиной  $T_3$ , коэффициенты полезного действия основных элементов двигателя (диффузора, компрессора, камеры сгорания, турбины и реактивного сопла) и условия полета, т. е. скорость и высота полета.

Поэтому для определения основных качеств турбореактивных двигателей и правильного выбора их основных параметров необходимо знать характеристики турбореактивных двигателей, т. е. зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива (или полного к.п.д.) от перечисленных выше факторов.

Ниже будут приведены некоторые расчетные характеристики турбореактивных двигателей, при построении которых

было принято:  $\sigma_{диф} = 0,96$ ;  $\eta_{ад} = 0,82$ ;  $\eta_m = 0,98$ ,  $\sigma_{к.с} = 0,96$ ;  $\zeta_{к.с} = 0,98$ ;  $\eta'_u = 0,87$ ;  $\eta_c = 0,92$ ;  $H_u = 10\,500$  кал/кг;  $k_b = 1,4$ ;  $k_r = 1,33$ ;  $c_{pv} = 0,24$  кал/кг $^{\circ}$ С;  $c_{pt} = 0,27$  кал/кг $^{\circ}$ С.

Эти величины близки к данным современных турбореактивных двигателей, поэтому рассчитанные ниже характеристики будут в известной степени отражать качества современных турбореактивных двигателей.

Рассмотрим влия-

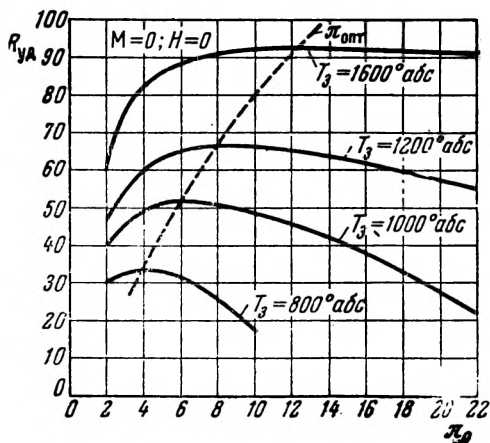


Рис. 72. Изменение удельной силы тяги  $R_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной  $T_3$  для  $M=0$  и  $H=0$

ние на удельную тягу и удельный расход топлива степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  и температуры газа перед турбиной  $T_3$ , являющихся основными параметрами рабочего процесса турбореактивного двигателя.

На рис. 72 показана зависимость удельной тяги двигателя от степени увеличения давления в компрессоре при различных температурах газа перед турбиной. Характеристика построена для стартовых условий, т. е. для  $V=0$  и  $H=0$ .

Как видим, удельная тяга двигателя с увеличением  $\pi_0$  сначала увеличивается, при некотором оптимальном значении  $\pi_0 = \pi_{\text{опт}}$  достигает максимума и затем уменьшается.

Такой характер изменения удельной тяги в зависимости от  $\pi_0$  объясняется следующим. С ростом степени увеличения давления в компрессоре увеличивается давление в камере сгорания и повышается давление за турбиной  $p_4$ . Вследствие этого увеличивается степень расширения в реактивном сопле, увеличивается скорость истечения  $w_5$ , а следовательно, и удельная тяга двигателя. Однако при дальнейшем увеличении  $\pi_0$  температура сжатого воздуха  $T_2$ , являющаяся начальной температурой в камере сгорания, значительно увеличивается и приближается к температуре  $T_3$ , имеющей постоянное значение. В связи с этим количество топлива, подаваемого в камеру, должно уменьшаться, что повлечет за собой уменьшение давления за турбиной, скорости истечения газа из сопла и, следовательно, удельной тяги двигателя. Очевидно, что, когда температура воздуха, сжимаемого в компрессоре, поднимется до величины  $T_2 = T_3$ , степень понижения давления газа  $\delta$  в турбине (при отсутствии потерь) будет равняться степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$ , давление за турбиной  $p_4$  станет равным давлению  $p_1$  и двигатель не будет развивать тяги.

Из рис. 72 видно, что с увеличением температуры  $T_3$  оптимальное значение  $\pi_0$ , соответствующее наибольшей величине удельной тяги, увеличивается.

Изменение величины  $\pi_{\text{опт}}$  в зависимости от температуры  $T_3$  для  $H=0$  и  $M=0$  показано на рис. 73. Увеличение температуры газа от  $T_3 = 1000^\circ \text{ абс}$  до  $T_3 = 1600^\circ \text{ абс}$  приводит к увеличению оптимального значения  $\pi_0$  от  $\pi_{\text{опт}}=4$  до  $\pi_{\text{опт}}=12$ .

Таким образом, если в двигателе температура газа перед турбиной будет увеличена, то для получения максимальных значений удельной тяги необходимо соответственно увеличить и степень увеличения давления в компрессоре.

С увеличением температуры газа перед турбиной удельная тяга двигателя увеличивается (рис. 74). Поэтому для получения более высокой силы тяги турбореактивного двигателя всегда целесообразно иметь возможно большее значение температуры  $T_3$ .



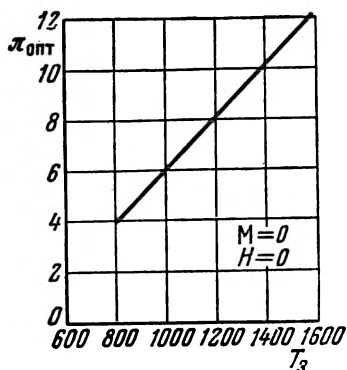


Рис. 73. Изменение оптимальной величины степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_{\text{опт}}$  в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  для  $H=0$  и  $M=0$

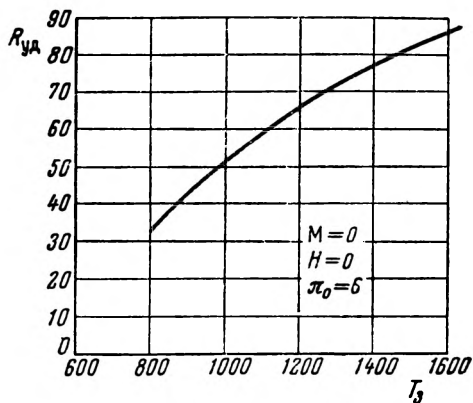


Рис. 74. Изменение удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при  $M=0$ ,  $H=0$  и  $\pi_0=6$

На рис. 75 приводится зависимость удельной тяги от  $\pi_0$  для  $M=0,8$  и  $H=0$ , а на рис. 76 — при том же  $M=0,8$ , но на высоте  $H=11\,000\text{ м}$ .

Из сравнения рис. 72 и 75 видно, что с увеличением скорости полета оптимальное значение  $\pi_{\text{опт}}$ , при котором имеет место максимум удельной тяги, уменьшается.

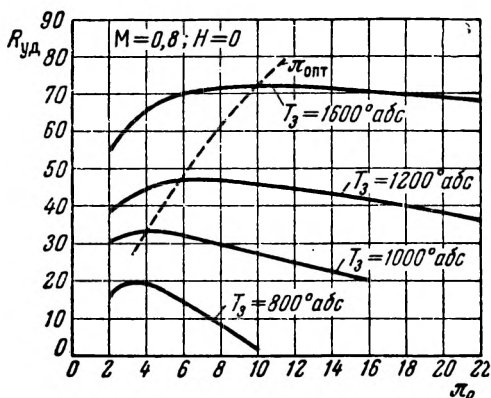


Рис. 75. Изменение удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной  $T_3$  для  $H=0$  и  $M=0,8$

На рис. 77 построена зависимость  $\pi_{\text{опт}}$  от скорости полета (числа  $M$ ) на земле ( $H=0$ ) для температуры газа  $T_3=1200^\circ\text{ абс}$ . С увеличением числа  $M$  величина  $\pi_{\text{опт}}$  уменьшается: при  $M=0$   $\pi_{\text{опт}}=8$ , при  $M=0,8$   $\pi_{\text{опт}}=6$ , при  $M=1,0$   $\pi_{\text{опт}}=5$ . Как уже указывалось, в современных турбореактивных двигателях применяются степени повышения давления в компрессоре  $\pi_0=4 \div 7$ .

Таким образом, для применяемых сейчас в турбореактивных двигателях температур газа перед турбиной, близких к  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$ , существующая в двигателях степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  несколько меньше оптимальной величины  $\pi_{\text{опт}}$ , при которой удельная тяга в стартовых условиях имеет максимальное значение.

Однако если принять во внимание, что кривые удельной тяги около своего максимума имеют весьма пологий характер, то применяемые сейчас в двигателях  $\pi_0$  при  $T_3 \approx 1200^\circ \text{ абс}$  обеспечивают в стартовых условиях величины  $R$  близкие к  $R_{\text{мкс}}$ .

В условиях же полета при  $M = 0,8 \div 1,0$  величины  $\pi_0$  и  $\pi_{\text{спт}}$  почти равны друг другу и, следовательно, в этом случае  $R \approx R_{\text{мкс}}$ .

С изменением высоты полета, как это видно из сравнения диаграмм на рис. 75 и 76, оптимальное значение  $\pi_{\text{опт}}$  почти не изменяется.

Перейдем к рассмотрению зависимости удельного расхода топлива  $C_{\text{уд}}$  от  $\pi_0$  и  $T_3$ .

На рис. 78 показан график изменения удельного расхода топлива в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  для различных значений степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  в стартовых условиях ( $V = 0, H = 0$ ).

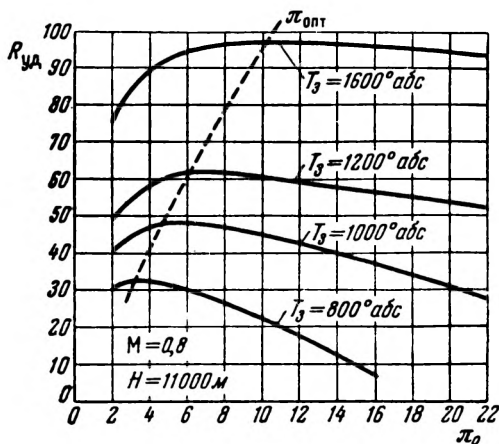


Рис. 76. Изменение удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной  $T_3$  для  $M = 0,8$  и  $H = 11000 \text{ м}$

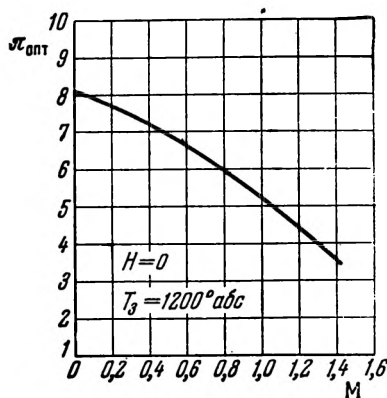


Рис. 77. Изменение оптимальной величины степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_{\text{опт}}$  в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $H = 0$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$

Как видим, с повышением температуры  $T_3$  при данном значении  $\pi_0$  удельный расход топлива сначала уменьшается, достигает при некоторой оптимальной температуре  $T_{30}$  минимума, а затем увеличивается. При этом чем больше значение  $\pi_0$ , тем при большей температуре  $T_{30}$  достигается минимум удельного расхода топлива  $C_{уд}$ .

Полученный характер изменения удельного расхода топлива в зависимости от температуры  $T_3$  при данном значении  $\pi_0$  может быть объяснен следующим.

Так как

$$C_{уд} = \frac{g_T 3600}{R_{уд}},$$

то изменение  $C_{уд}$  по  $T_3$  определяется изменениями величин  $g_T$  и  $R_{уд}$ . С увеличением температуры  $T_3$  относительный расход топлива  $g_T$  и удельная тяга  $R_{уд}$  увеличиваются; однако характер изменения величин  $g_T$  и  $R_{уд}$  по температуре  $T_3$  различен и приводит к тому, что отношение  $\frac{g_T}{R_{уд}}$  при увеличении

температуры сначала уменьшается, достигает минимума и затем увеличивается.

В соответствии с этим подобный же характер изменения по температуре  $T_3$  имеет и удельный расход топлива  $C_{уд}$ .

На рис. 79 показана зависимость

температуры  $T_{30}$  от  $\pi_0$  при  $V=0$  и  $H=0$ . С увеличением  $\pi_0$  оптимальная температура  $T_{30}$  соответствующая ми-

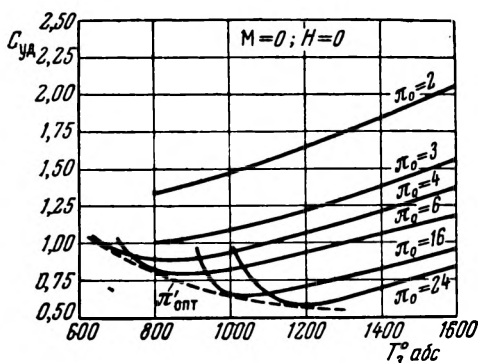


Рис. 78. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при различных степенях увеличения давления в компрессоре для  $M=0$  и  $H=0$

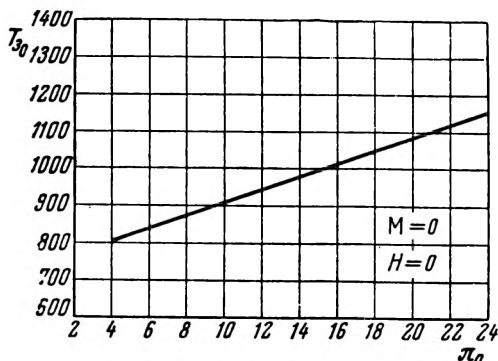


Рис. 79. Изменение оптимальной температуры газа перед турбиной  $T_{30}$  в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при  $M=0$  и  $H=0$

нимальному удельному расходу топлива, увеличивается. Так, при  $\pi_0 = 4$   $T_{30} = 800$  абс, а при  $\pi_0 = 10$   $T_{30} = 900^\circ$  абс.

Эти данные показывают, что в стартовых условиях применяемые в настоящее время температуры газа перед турбиной  $T_3 = 1000 \div 1200^\circ$  абс имеют большие значения, чем  $T_{30}$  соответствующие минимальному удельному расходу топлива при величинах  $\pi_0 = 4 \div 7$ .

На рис. 80 приводятся зависимости  $C_{уд}$  от  $T_3$  на земле ( $H=0$ ) при скорости полета  $M=0,8$ , а на рис. 81 — при той же скорости полета  $M=0,8$ , но на высоте  $H=11\,000$  м.

Из сравнения рис. 78 и 80 и рис. 80 и 81 видно, что с увеличением скорости полета оптимальное значение температуры  $T_{30}$  увеличивается, а с увеличением высоты полета — уменьшается.

Изменение  $T_{30}$  по скорости полета (числу  $M$ ) и высоте полета для  $\pi_0 = 4$  показано на рис. 82 и 83. Увеличение скорости полета на земле до  $M=1$  приводит к увеличению оптимальной температуры до  $T_{30} = 1000^\circ$  абс, а с увеличением высоты полета до  $H=11\,000$  м (при  $M=0,8$ ) оптимальная температура уменьшается до  $T_{30} = 750^\circ$  абс.

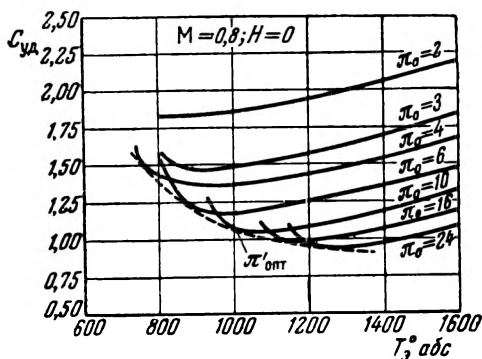


Рис. 80. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при различных степенях увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  для  $M=0,8$  и  $H=0$

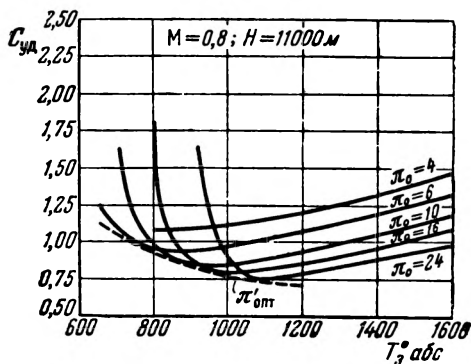


Рис. 81. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при различных степенях увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  для  $M=0,8$  и  $H=11\,000$  м

Как видим, с увеличением скорости полета оптимальное значение температуры  $T_{30}$  приближается к применяемым сейчас в турбореактивных двигателях температурам газа перед турбиной  $T_3$ , а с увеличением высоты полета, наоборот, еще более отдалается от применяемых температур в меньшую сторону.

Из изложенного следует, что в настоящее время в турбореактивных двигателях при существующих значениях  $\pi_0 = 4 \div 7$  применяемые температуры  $T_3$  больше оптимальных

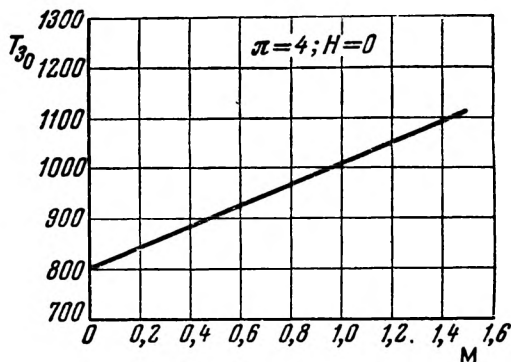


Рис. 82. Изменение оптимальной температуры газа перед турбиной  $T_{30}$  в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0 = 4$  и  $H = 0$

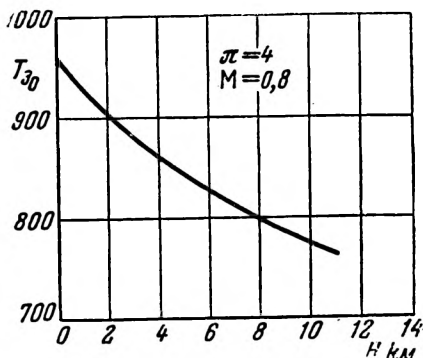


Рис. 83. Изменение оптимальной температуры газа перед турбиной  $T_{30}$  в зависимости от высоты полета при  $\pi_0 = 4$  и  $M = 0,8$

величин  $T_{30}$ , при которых можно получить наименьший удельный расход топлива. Другими словами, в настоящее время применяются температуры газа  $T_3$ , которые приводят к некоторому перерасходу топлива. Такой выбор температуры  $T_3$  определяется стремлением получить возможно большую удельную тягу и, следовательно, более компактный и легкий двигатель.

Используя приведенные выше графики зависимостей  $\epsilon_{уд}$  от  $T_3$  при различных  $\pi_0$ , можно найти оптимальные значения степени увеличения давления  $\pi'_{опт}$  в компрессоре, отвечающие минимальным удельным расходам топлива  $C_{уд}$  для заданного значения температуры газа перед турбиной  $T_3$ . Опти-

мальные значения величин  $\pi'_{опт}$  на рис. 78, 80 и 81 лежат на пунктирных линиях, огибающих кривые изменения  $C_{уд}$  по  $T_3$ .

На рис. 84 показаны зависимости  $C_{уд}$  от  $\pi_0$  для  $T_3 = 1000^\circ$  и  $1200^\circ$  абс при  $V=0$  и  $H=0$ . При  $T_3 = 1000^\circ$  абс оптимальное значение степени увеличения давления, соответствующее минимальному удельному расходу топлива,  $\pi'_{опт} \approx 14$ , т. е. намного больше применяемых сейчас в турбореактивных двигателях величин  $\pi_0$ . При  $T_3 = 1200^\circ$  абс оптимальное значение  $\pi'_{опт}$  еще больше:  $\pi'_{опт} = 24$ .

Зависимости  $C_{уд}$  от  $\pi_0$  показывают, что применение высоких степеней увеличения давления в компрессоре может

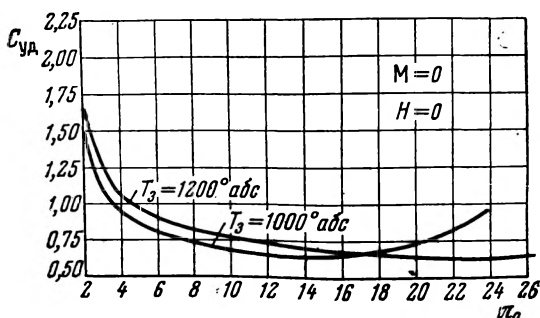


Рис. 84. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при  $T_3 = 1000^\circ$  и  $1200^\circ$  абс для  $M=0$  и  $H=0$

привести к значительному уменьшению удельного расхода топлива.

Так, при  $T_3 = 1000^\circ$  абс и  $\pi_0 = 4$  удельный расход топлива  $C_{уд} \approx 0,9$  кг/кг тяги час, а при  $\pi_0 = \pi'_{опт} = 14$   $C_{уд} \approx 0,65$  кг/кг тяги час, т. е. примерно на 25% меньше<sup>1</sup>.

На рис. 85 построены зависимости  $\pi'_{опт}$  от  $T_3$  для разных скоростей полета на земле ( $H=0$ ). С увеличением температуры  $T_3$  величина  $\pi'_{опт}$  увеличивается, а с увеличением скорости полета уменьшается. При существующих сейчас скоростях полета  $M =$

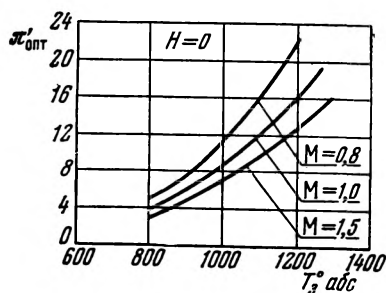


Рис. 85. Изменение оптимальной степени увеличения давления в компрессоре  $\pi'_{опт}$  в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при различных скоростях полета (числах  $M$ ) для  $H=0$

<sup>1</sup> Эти данные справедливы для случая, когда с повышением  $\pi_0$  адиабатический к. п. д. компрессора не уменьшается.

$= 0,8 \div 1,0$  и  $T_3 = 1200^\circ$  *абс* величина  $\pi'_{\text{опт}}$  лежит в пределах  $\pi'_{\text{опт}} = 16 \div 22$ .

Следует отметить, что оптимальные величины степени увеличения давления в компрессоре  $\pi'_{\text{опт}}$ , соответствующие минимальному удельному расходу топлива  $C_{\text{уд}}$ , не совпадают с оптимальными степенями увеличения давления в компрессоре  $\pi_{\text{опт}}$ , соответствующими максимальной удельной тяге. То же самое можно сказать и об оптимальной температуре  $T_{30}$ .

На рис. 86 показано изменение  $R_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  по  $\pi_0$  при

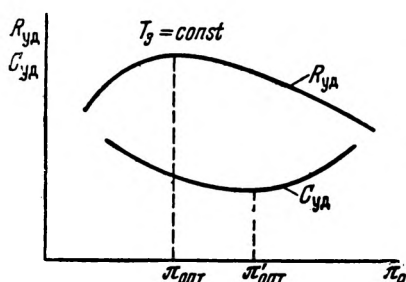


Рис. 86. Характер изменения удельной силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при  $T_3 = \text{const}$

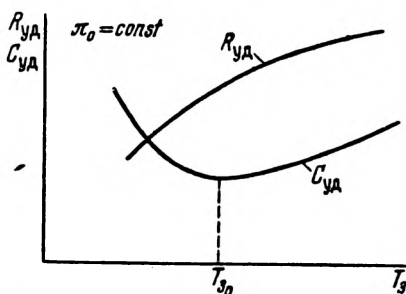


Рис. 87. Характер изменения удельной силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при  $\pi_0 = \text{const}$

$T_3 = \text{const}$ , а на рис. 87 — изменение  $R_{\text{уд}}$  и  $C_{\text{уд}}$  по  $T_3$  при  $\pi_0 = \text{const}$ . Как видим, при заданной температуре  $T_3$  оптимальное значение  $\pi'_{\text{опт}}$ , соответствующее минимальному удельному расходу топлива, больше, чем значение  $\pi_{\text{опт}}$ , соответствующее максимальной удельной тяге (рис. 86). При этом, как было показано выше, и величина  $\pi_{\text{опт}}$  и тем более величина  $\pi'_{\text{опт}}$  больше, чем величины  $\pi_0$ , применяемые сейчас в турбореактивных двигателях. Объясняется это тем, что применение высоких значений  $\pi_0$  связано с усложнением компрессора и увеличением веса и габаритов установки. Вместе с тем, приведенные данные показывают, что повышение степени увеличения давления в компрессоре является перспективным, так как применение в турбореактивных двигателях более высоких значений  $\pi_0$  может привести к снижению удельных расходов топлива и в ряде случаев к увеличению удельной тяги.

Что касается величины оптимальной температуры  $T_{30}$ , то из рис. 87 видно, что для получения минимальных удельных расходов топлива следует ограничивать температуру газа перед турбиной, но для получения возможно большей удельной тяги всегда выгодно иметь максимально допустимую температуру.

В настоящее время температура газа перед турбиной  $T_3$  выбирается из условия обеспечения надежной работы лопаток турбины и приближается к  $1200^\circ \text{ абс}$ , т. е. при существующих значениях  $\pi_0 = 4 \div 7$ , как было уже показано, применяемая температура  $T_3$  выше температуры  $T_{30}$ , соответствующей минимальному удельному расходу топлива.

Как уже отмечалось, стремление иметь в турбореактивном двигателе возможно большую допустимую температуру газа перед турбиной объясняется тем, что, несмотря на некоторый перерасход топлива, двигатель при этом будет развивать большую силу тяги и иметь относительно меньшие габариты и вес. Однако в ряде случаев для получения наименьших удельных расходов топлива выгодно иметь перед турбиной меньшую температуру  $T_3$ , близкую к  $T_{30}$ .

На основании приведенного анализа влияния на удельные параметры турбореактивного двигателя величин  $\pi_0$  и  $T_3$  можно прийти к заключению, что дальнейшее улучшение характеристик этих двигателей можно получить, во-первых, за счет увеличения  $\pi_0$  при существующих значениях  $T_3$  (а в некоторых случаях и при меньших  $T_3$ ), что приведет к уменьшению удельного расхода топлива  $C_{уд}$  и, во-вторых, за счет одновременного повышения  $\pi_0$  и  $T_3$  (соответственно огибающим кривым), что приведет и к уменьшению удельного расхода топлива и к увеличению удельной тяги.

В заключение приведем некоторые цифровые данные для ТРД. Согласно полученным выше характеристикам (для  $\pi_0 = 4 \div 7$ ,  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  и  $H = 0$ ) при  $M = 0$   $R_{уд} = 60 \div 66 \text{ кг/кг воздуха}$ ; при  $M = 1,0$   $R_{уд} = 42 \div 45 \text{ кг/кг воздуха}$ .

Весы и габариты турбореактивных двигателей оказываются меньше, чем у винто-моторных установок. Действительно, средние значения удельных весов для турбореактивных двигателей составляют  $g_{дв} \approx 0,35 \text{ кг/кг тяги}$ <sup>1</sup>, а для винто-моторных установок с поршневыми двигателями  $g_{дв} \approx 0,5 \text{ кг/кг тяги}$  в стартовых условиях и  $g_{дв} = 1,5 \text{—} 2,0 \text{ кг/кг тяги}$  при  $V = 650 \text{—} 700 \text{ км/час}$ .

Удельные расходы топлива в ТРД при  $\pi_0 = 4 \div 7$ ,  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  и  $H = 0$  имеют следующие значения:

для  $M = 0$   $C_{уд} \approx 0,90 \div 1,06 \text{ кг/кг тяги час}$ ;

для  $M = 1,0$   $C_{уд} \approx 1,35 \div 1,40 \text{ кг/кг тяги час}$ .

Если определить удельный расход топлива, отнесенный к тяговой мощности, т. е. найти величину

$$C_T = C_{уд} \frac{75}{V}.$$

<sup>1</sup> В дальнейшем в связи с усовершенствованием ТРД удельный вес их может быть снижен до  $g_{дв} = 0,2 \div 0,25 \text{ кг/кг тяги}$ .



то при полете с числом  $M = 1,0$  на земле будем иметь в среднем

$$C_f \approx 0,315 \text{ кг/л. с. час.}$$

Соответственно полный к. п. д. двигателя

$$\eta_0 \approx 0,20.$$

Как видим, при скоростях полета  $M = 1$  экономичность турбореактивных двигателей приближается к экономичности поршневых бензиновых двигателей.

Перейдем к рассмотрению скоростных и высотных характеристик.

### СКОРОСТНЫЕ И ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Скоростными и высотными характеристиками называются зависимости, определяющие изменения силы тяги и удельного расхода топлива по скорости и высоте полета при постоянном числе оборотов двигателя. Таким образом, расчет характеристик турбореактивных двигателей сводится к определению силы тяги и удельных расходов топлива в различных условиях полета.

Для построения характеристик необходимо знать при новых условиях полета: коэффициенты полезного действия компрессора и турбины, степень увеличения давления в компрессоре, температуру газа перед турбиной и другие параметры, требующиеся для расчета двигателя.

Для получения точных скоростных и высотных характеристик двигателя необходимо прежде всего знать характеристики компрессора и турбины.

Основой расчета характеристик двигателя является характеристика компрессора. Что же касается характеристики турбины, то в первом приближении можно считать, что на основных режимах работы турбины (по числу оборотов  $n$  и температуре  $T_3$ ) к. п. д. турбины  $\eta_u$  не изменяется.

На характеристики компрессоров турбореактивных двигателей, особенно осевых, сильно влияет изменение скорости и высоты полета, а также числа оборотов двигателя. При постоянном числе оборотов изменение скорости и высоты полета приводит к изменению работы компрессора, его к. п. д. и скорости воздуха на входе в компрессор.

Если при расчете характеристик двигателя отсутствуют характеристики компрессора, то можно приближенно считать, что при постоянных значениях  $n$  и  $T_3$  скорость воздуха на входе в компрессор не изменяется с изменением скорости и высоты полета, а к. п. д. компрессора зависит только от высоты полета, уменьшаясь для осевых компрессоров приблизительно на 1% на каждые 1000 м и для центробежных ком-

прессоров — на 0,5% на каждые 1000 м (до высоты  $H = 11\,000$  м).

Наконец, в ориентировочных расчетах можно принимать постоянным к. п. д. компрессора, а также коэффициенты, учитывающие потери на входе в двигатель, в камере сгорания, сопле и т. д.

Эти допущения вносят известные ошибки в расчет скоростных и высотных характеристик, однако в ряде случаев позволяют определить порядок искомых величин и их изменения, не прибегая к трудоемким расчетам.

Ниже будут приведены такие ориентировочные скоростные и высотные характеристики турбореактивного двигателя, рассчитанные по тем же данным, которые были использованы при определении зависимостей удельной тяги и удельного расхода топлива от степени увеличения давления в компрессоре и температуры газа перед турбиной.

На рис. 88 показано изменение удельной тяги в зависимости от скорости полета для двигателя с  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$ . Как видим, с увеличением скорости полета удельная тяга двигателя уменьшается. На земле ( $H = 0$ ) увеличение скорости полета от  $M = 0$  до  $M = 1,0$  приводит к уменьшению удельной тяги от  $R_{уд} = 60$  до  $R_{уд} \approx 43 \text{ кг/кг воздуха}$ , т. е. на 28%.

Уменьшение удельной тяги с увеличением скорости полета объясняется тем, что хотя при увеличении скорости полета и повышается динамический напор воздуха, приводящий при заданных значениях  $\pi_0$  и  $T_3$  к большему давлению в ка-

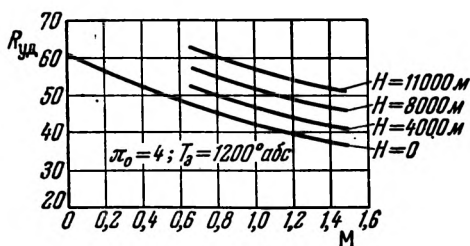


Рис. 88. Изменение удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) на разных высотах полета при  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$

мере и до известного предела к большей скорости истечения газа  $w_5$  из реактивного сопла, все же скорость истечения  $w_5$  возрастает медленнее скорости полета  $V$ . Величина же  $V$  входит в выражение удельной тяги в качестве вычитаемой величины и уменьшает поэтому удельную тягу при увеличении скорости полета.

На рис. 89 показан характер изменения абсолютной силы тяги по скорости полета. Как видим, абсолютная сила тяги изменяется по скорости полета при  $T_3 = \text{const}$  по иному закону.

При изменении скорости полета в формуле для абсолютной силы тяги двигателя

$$R = \frac{G_B}{g} (w_5 - V)$$

изменяются величины  $G_B$ ,  $w_5$  и  $V$ . До некоторой величины скорости полета основное влияние на силу тяги оказывает

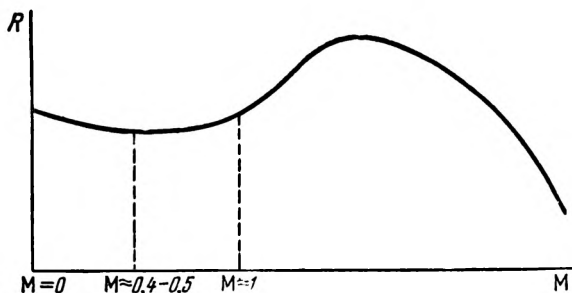


Рис. 89. Характер изменения силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета (числа  $M$ )

величина скорости полета  $V$ , вследствие чего сила тяги уменьшается. В дальнейшем под влиянием динамического напора возрастает расход воздуха  $G_B$  через двигатель и до известного предела увеличивается скорость истечения газа из сопла  $w_5$ , благодаря чему сила тяги увеличивается. Это увеличение силы тяги происходит до некоторой скорости полета, зависящей от конструкции и данных двигателя. Последующий рост скорости полета приводит к заметному уменьшению разности температур  $T_3 - T_2$  в связи с увеличением температуры на выходе из компрессора  $T_2$ . В результате этого уменьшается подвод тепла, т. е. количество впрыскиваемого топлива, уменьшается скорость истечения газа  $w_5$  и понижается сила тяги. При некоторой скорости полета разность температур  $T_3 - T_2$  становится настолько малой, что подведенного тепла хватает лишь на покрытие сопротивлений в двигателе, и сила тяги оказывается равной нулю.

Для современных турбореактивных двигателей минимальное значение силы тяги соответствует полету при числе  $M = 0,4 \div 0,5$ . При числе  $M = 1,0$  величина силы тяги приближается к величине силы тяги на взлете ( $V = 0$ ).

На рис. 90 приведено изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  по скорости полета. С увеличением скорости полета удельный расход топлива  $C_{уд}$  увеличивается.

Согласно формуле

$$C_{уд} = \frac{g_T 3600}{R_{уд}}$$

на величину  $C_{уд}$  влияют удельная тяга  $R_{уд}$  и относительный секундный расход топлива  $g_T$ . С увеличением скорости полета растет температура воздуха за компрессором  $T_2$ , уменьшается разность температур  $T_3 - T_2$ , вследствие чего уменьшается и относительный секундный расход топлива  $g_T$ . Поэтому удельный расход топлива будет увеличиваться со скоростью полета несколько медленнее, чем уменьшается удельная тяга.

Для двигателя с  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  при увеличении скорости полета на земле от  $M = 0$  до  $M = 1,0$  удельный расход топлива увеличивается от  $C_{уд} = 1,08$  до  $C_{уд} = 1,45 \text{ кг/кг тяги час}$ , т. е. на 25 %.

На рис. 91 и 92 приведены высотные характеристики ТРД — изменения удельной тяги и удельного расхода топлива по высоте полета. С увеличением высоты полета удельная тяга увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается.

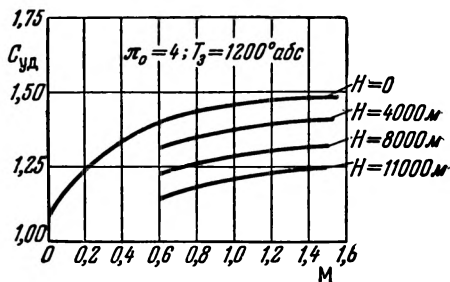


Рис. 90. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета при  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$

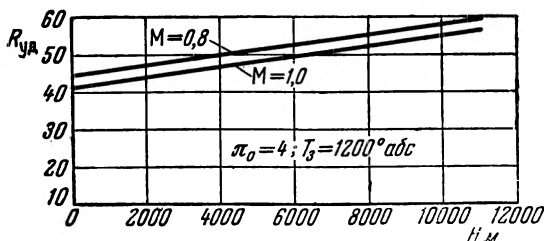


Рис. 91. Изменение удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от высоты полета при различных скоростях полета (различных числах  $M$ ) для  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$

Рост удельной тяги с подъемом на высоту объясняется следующим. С увеличением высоты полета уменьшается температура окружающего воздуха, вследствие чего увеличивается степень увеличения давления в компрессоре. В ре-

зультате этого при  $T_3 = \text{const}$  увеличивается перепад давлений в реактивном сопле, что приводит к увеличению скорости истечения  $w_5$  и удельной тяги.

По той же причине с увеличением высоты полета происходит уменьшение удельного расхода топлива. Но так как

$$C_{уд} = \frac{g_T 3600}{R_{уд}},$$

а с увеличением высоты полета, в связи с ростом разности температур  $T_3 - T_2$ , повышается относительный секундный расход топлива  $g_T$  уменьшение удельного расхода топлива

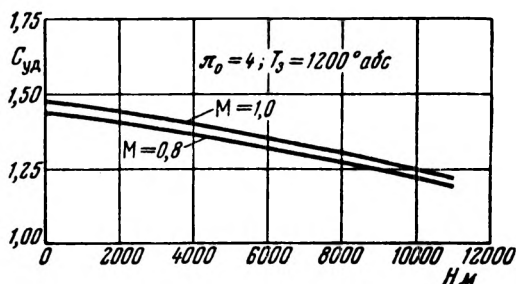


Рис. 92. Изменение удельного расхода топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя в зависимости от высоты полета при различных скоростях полета (различных числах  $M$ ) для  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$

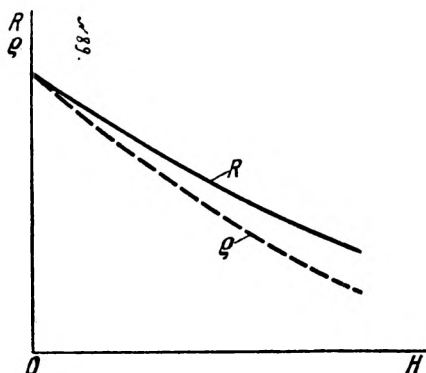


Рис. 93. Характер изменения абсолютной силы тяги  $R$  турбореактивного двигателя в зависимости от высоты полета

по высоте полета будет происходить несколько медленнее, чем возрастание удельной тяги.

Для двигателя с  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  при  $M = 0,8$  увеличение высоты полета от  $H = 0$  до  $H = 11\,000 \text{ м}$  приводит к увеличению удельной тяги от  $R_{уд} = 45$  до  $R_{уд} = 60 \text{ кг/кг воздуха}$ . Удельный расход топлива при этом уменьшается от  $C_{уд} = 1,42$  до  $C_{уд} = 1,22 \text{ кг/кг тяги час}$ .

Характер изменения абсолютной силы тяги по высоте полета показан на рис. 93. Абсолютная сила тяги  $R = G_p \cdot R_{уд}$  с увеличением высоты полета уменьшается, так как с уменьшением плотности окружающего воздуха пони-

жается весовой расход воздуха  $G_v$ , проходящего через двигатель. Следует отметить, что уменьшение абсолютной силы тяги по высоте полета происходит медленнее, чем падение плотности в окружающем воздухе (рис. 93), так как с подъемом на высоту увеличивается удельная тяга.

Указанный характер изменений величин  $R$  и  $R_{уд}$  справедлив до изотермической атмосферы, нижняя граница которой находится на высоте  $H=11\,000$  м. На высотах больших  $11\,000$  м (до известного предела) при постоянных  $\pi_0$ ,  $T_3$  и  $V$  величина удельной тяги не меняется, а абсолютная сила тяги уменьшается в соответствии с уменьшением плотности воздуха.

В заключение рассмотрим изменения по скорости и высоте полета полного к. п. д. двигателя. Эти изменения представлены на рис. 94 и 95 для двигателя с  $\pi_0=4$  и  $T_3=1200^\circ \text{ абс.}$

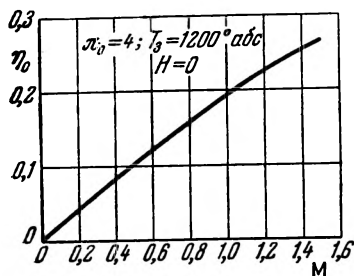


Рис. 94. Изменение полного к. п. д.  $\eta_0$  турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс.}$  и  $H=0$

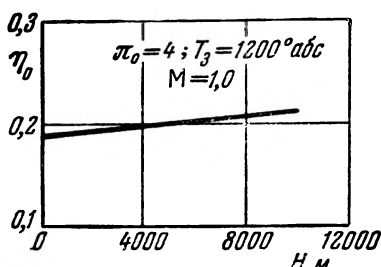


Рис. 95. Изменение полного к. п. д.  $\eta_0$  турбореактивного двигателя в зависимости от высоты полета при  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс.}$  и  $M=1,0$

Как видим, полный к. п. д. заметно возрастает с увеличением скорости полета. При изменении скорости полета от  $M=0$  до  $M=1,0$  полный к. п. д. двигателя возрастает от  $\eta_0=0$  до  $\eta_0 \approx 0,20$ . При более высокой степени увеличения давления в компрессоре ( $\pi_0=6 \div 7$ ) полный к. п. д. двигателя будет еще выше.

Возрастание полного к. п. д. с ростом скорости полета объясняется тем, что с увеличением скорости полета увеличиваются и эффективный и полетный к. п. д., произведение которых определяет величину полного к. п. д.

С увеличением высоты полета при данной скорости полный к. п. д. также увеличивается, но менее заметно, чем при росте скорости полета. Увеличение полного к. п. д. определяется увеличением эффективного к. п. д., возрастающего в связи с повышением по высоте полета степени увеличения

давления в компрессоре. Однако возрастание полного к. п. д. по высоте полета несколько меньше, чем у эффективного к. п. д., так как с увеличением высоты полета несколько уменьшается полетный к. п. д.

### ВЛИЯНИЕ КОЭФИЦИЕНТОВ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

Удельные параметры турбореактивного двигателя сильно зависят от коэффициентов полезного действия компрессора и турбины. Весьма незначительное изменение к. п. д. компрессора  $\eta_{\text{ад}}$  и турбины  $\eta_{\text{т}}$  приводит при определенных условиях к существенному изменению удельной тяги и удельного расхода топлива.

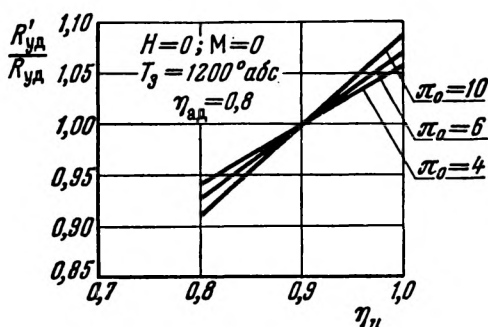


Рис. 96. Изменение относительной удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от к. п. д. турбины  $\eta_{\text{т}}$  при  $H=0$ ,  $M=0$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$  и  $\eta_{\text{ад}}=0,80$

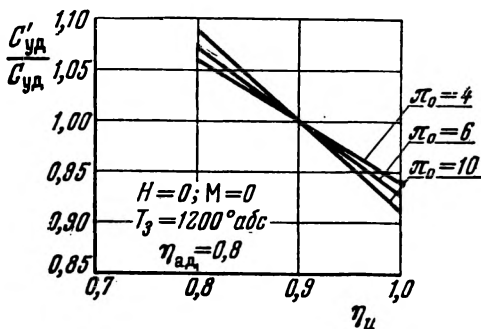


Рис. 97. Изменение относительного удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от к. п. д. турбины  $\eta_{\text{т}}$  при  $H=0$ ,  $M=0$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$  и  $\eta_{\text{ад}}=0,80$

Объясняется это тем, что величина работы, затрачиваемой на сжатие воздуха в компрессоре, весьма велика.

Особенно заметно влияние к. п. д. компрессора и турбины на удельные параметры двигателя при низких температурах  $T_3$  газа перед турбиной и высоких степенях увеличения давления  $\pi_0$  в компрессоре.

В качестве примера на рис. 96 и 97 приведены расчетные характеристики удельных параметров двигателя по к. п. д. турбины  $\eta_{\text{т}}$  а на рис. 98 и 99 по к. п. д. компрессора  $\eta_{\text{ад}}$ .

Характеристики построены в координатах, в которых по оси абсцисс откладывались значения к. п. д. турбины  $\eta_{\text{т}}$

(рис. 96 и 97) или компрессора  $\eta_{ад}$  (рис. 98 и 99), а по оси ординат — относительные величины:  $\frac{R'_{уд}}{R_{уд}}$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}}$ , где  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  — удельная тяга и удельный расход топлива при расчетных значениях  $\eta_u = 0,90$  и  $\eta_{ад} = 0,8$ , а  $R'_{уд}$  и  $C'_{уд}$  — удельная тяга и удельный расход топлива при значениях  $\eta_u$  и  $\eta_{ад}$ , отличных от расчетных. Величины  $\frac{R'_{уд}}{R_{уд}}$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}}$  при  $\eta_u = 0,90$  и  $\eta_{ад} = 0,8$  принимались равными единице.

Случаи  $\frac{R'_{уд}}{R_{уд}} > 1$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}} > 1$  означают увеличение удельной тяги и удельного расхода топлива по сравнению с расчетными  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$ , а случаи

$\frac{R'_{уд}}{R_{уд}} < 1$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}} < 1$  — уменьшение удельной тяги и удельного расхода топлива.

Полученные графики показывают, что с увеличением к. п. д. турбины  $\eta_u$  удельная тяга двигателя повышается, и при том тем более заметно, чем выше степень увеличения давления в компрессоре. Из рис. 96 видно, что при  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  и  $\pi_0 = 4$  увеличение к.п.д. турбины на 1% (в пределах  $\eta_u = 0,9 - 0,95$ ) приводит к увеличению удельной тяги примерно на 0,6%, а при  $\pi_0 = 10$  — на 0,8%.

Изменение удельного расхода топлива с изменением к.п.д. турбины противоположно изменению удельной тяги (рис. 97).

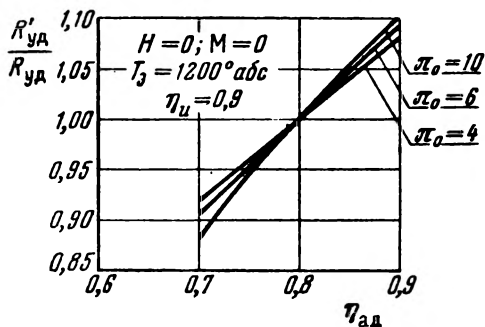


Рис. 98. Изменение относительной удельной силы тяги турбореактивного двигателя в зависимости от к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  при  $H=0, M=0, T_3=1200^\circ \text{ абс}$  и  $\eta_u=0,9$

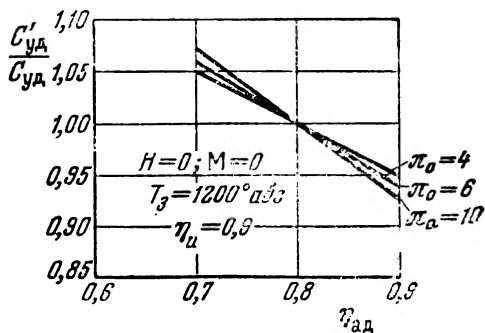


Рис. 99. Изменение относительного удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  при  $H=0, M=0, T_3=1200^\circ \text{ абс}$  и  $\eta_u=0,9$



Это вытекает из того, что в формуле удельного расхода топлива

$$C_{уд} = \frac{g_t 3600}{R_{уд}}$$

величина относительного секундного расхода топлива  $g_t$  не зависит от к. п. д. турбины, поэтому величина  $C_{уд}$  изменяется обратно пропорционально величине  $R_{уд}$ .

Характер изменения величин  $\frac{R'_{уд}}{R_{уд}}$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}}$  в зависимости от к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  аналогичен изменению этих величин по к. п. д. турбины (рис. 98 и 99). Небольшая разница имеется лишь в количественных изменениях величин  $\frac{R'_y}{R_{уд}}$  и  $\frac{C'_{уд}}{C_{уд}}$ , так как влияние к. п. д. компрессора на величину удельной тяги оказывается более существенным, чем влияние к. п. д. турбины.

Из рис. 98 видно, что при  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  и  $\pi_0 = 4$  увеличение к. п. д. компрессора на 1% (в пределах  $\eta_{ад} = 0,8 \div 0,85$ ) приводит к изменению удельной тяги примерно на 0,8%, а при  $\pi_0 = 10$  — на 1%, т. е. больше, чем при таком же изменении к. п. д. турбины.

Влияние изменения к. п. д. компрессора на удельный расход топлива несколько отличается от влияния на него к. п. д. турбины. Дело в том, что изменение к. п. д. турбины не влияло на относительный секундный расход топлива  $g_t$  и удельный расход топлива с изменением  $\eta_{и}$  изменялся обратно пропорционально изменению удельной тяги  $R_{уд}$ . При изменении же к. п. д. компрессора изменяется температура воздуха за компрессором  $T_2$  и, следовательно, изменяется величина  $g_t$ . Поэтому при изменении к. п. д. компрессора удельный расход топлива

$$C_{уд} = \frac{g_t 3600}{R_{уд}}$$

будет изменяться как вследствие изменения  $g_t$ , так и вследствие изменения  $R_{уд}$ .

С увеличением к. п. д. компрессора при том же значении  $\pi_0$  температура воздуха за компрессором будет уменьшаться и при неизменной температуре газа  $T_3$  перед турбиной секунднй расход топлива  $g_t$  будет увеличиваться. Одновременно будет увеличиваться и удельная тяга  $R_{уд}$ . Основное влияние на удельный расход топлива оказывает изменение удельной тяги, поэтому с увеличением к. п. д. компрессора удельный расход топлива будет уменьшаться. Однако так как при этом несколько возрастает секунднй расход топлива  $g_t$ , уменьшение удельного расхода топлива с увеличе-

нием к. п. д. компрессора будет менее заметным, чем увеличение удельной тяги.

Из рис. 99 видно, что при  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  и  $\pi_0 = 4$  изменение к. п. д. компрессора на 1% приводит к изменению удельного расхода топлива на 0,5%, а при  $\pi_0 = 10$  — на 0,7%, в то время как удельная тяга при этом изменялась соответственно на 0,8 и на 1%.

На основании приведенных зависимостей удельных параметров турбореактивного двигателя от к. п. д. турбины и компрессора можно сделать два важных вывода.

Во-первых, отклонение действительных значений к. п. д. турбины и компрессора от расчетных их значений в сторону уменьшения приводит к заметному ухудшению характеристик двигателя, особенно при больших значениях степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$ . Поэтому при проектировании двигателя выбор к. п. д. турбины и компрессора должен быть достаточно обоснован.

Во-вторых, усовершенствование компрессоров и турбин повышение их к. п. д. является одной из важных задач, направленных на дальнейшее повышение качества турбореактивных двигателей.

## § 12. Основы регулирования турбореактивных двигателей

Для нормальной эксплуатации авиационных двигателей необходимо иметь возможность надлежащим образом изменять режимы их работы.

В частности, система управления турбореактивным двигателем должна позволять осуществлять режим максимальной тяги  $R_{\text{макс}}$ , исключая в то же время возможность каких-либо перегрузок, которые могли бы привести к разрушению двигателя. Весьма желательно, чтобы на режимах пониженных тяг система управления обеспечивала минимальный расход топлива  $C_{\text{уд. мин}}$ . Кроме того, предотвращение неустойчивых режимов работы двигателя, улучшение его приемистости также являются задачами, решение которых во многом зависит от устройства системы управления двигателем.

Основными параметрами, определяющими характеристики турбореактивного двигателя на любых режимах полета, являются степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$  и температура газа перед турбиной  $T_3$ .

Так как степень увеличения давления  $\pi_k$  при данных условиях полета зависит главным образом от числа оборотов двигателя  $n$ , то параметр  $\pi_k$  можно заменить параметром  $n$ .

Как правило, характеристики турбореактивного двигателя по числу оборотов имеют вид, показанный на рис. 100. Сила

тяги двигателя увеличивается с ростом числа оборотов по зависимости, близкой к кубической параболе, так как в формуле силы тяги

$$R = \frac{G_b}{g} (w_b - V)$$

расход воздуха  $G_b$  приблизительно пропорционален числу оборотов, а скорость истечения газа  $w_b$  приблизительно пропорциональна квадрату числа оборотов.

Удельный расход топлива  $C_{уд}$  при данной температуре  $T_3$  оказывается наименьшим на максимальных или близких к ним числах оборотов.

На рис. 101 показано изменение силы тяги и удельного расхода топлива в зависимости от температуры газа перед

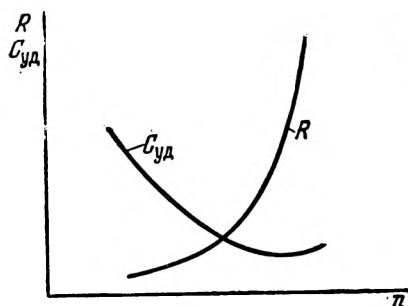


Рис. 100. Характер изменения силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от числа оборотов

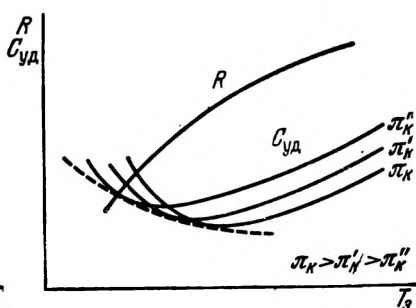


Рис. 101. Характер изменения силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$

турбиной  $T_3$ . Как видим, уменьшение температуры  $T_3$  может привести к уменьшению удельного расхода топлива. Однако возможность снижения температуры ограничена резким падением силы тяги.

Для получения максимальной тяги турбореактивного двигателя почти всегда выгодно иметь  $n = n_{\text{макс}}$  и  $T_3 = T_{3\text{макс}}$ .

Для получения максимальной экономичности (рис. 101) выгодно понижать температуру  $T_3$ . При этом, так как зависимость  $C_{уд}$  от  $T_3$  имеет минимум, сначала при понижении температуры  $T_3$  следует сохранить постоянным  $\pi_k$ . После достижения наименьшей величины  $C_{уд}$ , соответствующей температуре  $T_{30}$ , дальнейшее уменьшение температуры  $T_3$  с целью еще большего понижения силы тяги выгодно вести при одновременном уменьшении  $\pi_k$ , идя по огибающей кривой удельных расходов топлива. При этом по абсолютной вели-

чине удельный расход топлива будет увеличиваться, однако он будет иметь минимально возможное для данного двигателя значение. Практически переход на этот режим можно обеспечить, уменьшая подачу топлива и снижая число оборотов двигателя.

Из изложенного следует, что режимами турбореактивного двигателя, обеспечивающими наибольшую силу тяги и наименьший расход топлива, являются:

1) режим максимальной тяги, отвечающий, как правило, условию  $n = n_{\text{макс}}$  и  $T_3 = T_{3\text{макс}}$ ;

2) режим наименьшего удельного расхода топлива, отвечающий условиям:

а)  $n = n_{\text{макс}}$ ,  $T_3 < T_{3\text{макс}}$ , при этом  $T_3 \geq T_{30}$ ;

б)  $n < n_{\text{макс}}$ ,  $T_3 < T_{3\text{макс}}$ , при этом  $T_3 < T_{30}$ ;

Большое влияние степени увеличения давления  $\pi_k$  и температуры газа перед турбиной  $T_3$  на характеристики турбореактивного двигателя приводит к тому, что задача регулирования турбореактивного двигателя в значительной мере сводится к поддержанию наивыгоднейших значений  $\pi_k$  и  $T_3$  или других величин, связанных с ними, например, числа оборотов  $n$ .

Так как число оборотов двигателя является параметром, на который можно относительно легко воздействовать и который сам может воздействовать на различные устройства, то за непосредственно регулируемую величину обычно принимается число оборотов двигателя, а не степень увеличения давления  $\pi_k$ .

В реальных двигателях постоянные числа оборотов поддерживают центробежные регуляторы.

Второй регулируемой величиной должна являться температура газа перед турбиной  $T_3$ , которая при данных условиях полета и данном числе оборотов двигателя однозначно определяется величиной проходных сечений реактивного сопла. Влияние проходного сечения сопла на температуру  $T_3$  объясняется тем, что при изменении сечения сопла происходит изменение давления перед соплом, т. е. давления  $p_4$  за турбиной.

Прикрытие сопла приводит к увеличению давления  $p_4$ , т. е. к уменьшению перепада давления  $\frac{p_3}{p_4}$ , срабатываемого на турбине, вследствие чего мощность турбины оказывается недостаточной и число оборотов двигателя падает. Для поддержания прежнего числа оборотов двигателя необходимо увеличить температуру газа перед турбиной  $T_3$ .

Обратное явление произойдет при излишнем открытии сопла. В этом случае давление за турбиной  $p_4$  упадет, перепад давлений  $\frac{p_3}{p_4}$  на турбине увеличится, вследствие чего

мощность турбины возрастет и число оборотов двигателя повысится. Для установления прежнего числа оборотов необходимо снизить температуру газа перед турбиной  $T_3$ .

Поддерживать наивыгоднейшую температуру  $T_3$  можно либо путем непосредственного воздействия температуры на устройство, управляющее реактивным соплом, либо с помощью какого-либо независимого от температуры  $T_3$  аппарата, воздействующего непосредственно на реактивное сопло. Последнее устройство практически всегда будет менее точно регулировать температуру.

Наиболее совершенным методом, обеспечивающим широкие возможности для регулирования, является менее разработанный метод непосредственного воздействия температуры на устройство, управляющее реактивным соплом.

Самостоятельное задание параметров  $n$  и  $T_3$  возможно лишь при условии соответствующего изменения проходных сечений реактивного сопла.

Действительно, предположим, что регулятор оборотов поддерживает заданное число оборотов  $n$ . Так как работа сжатия 1 кг воздуха  $l_k$  в общем случае изменяется в зависимости от условий полета — скорости и высоты, то, очевидно, должна изменяться и работа турбины. Следовательно, при постоянном значении  $T_3$  изменение работы компрессора потребует изменения температуры и давления газа за турбиной, что окажется возможным лишь при изменении проходного сечения реактивного сопла двигателя.

Расчетные соотношения, связывающие между собой площадь проходного сечения реактивного сопла  $f_c$  и температуру газа перед турбиной  $T_3$ , находятся из условия равенства расходов газа через сопловой аппарат и реактивное сопло:

$$G_T = F_T \gamma_T w_T = f_c \gamma_c w_c, \quad (62)$$

где  $F_T$  и  $f_c$  — проходные сечения соплового аппарата турбины и реактивного сопла;

$\gamma_T$  и  $\gamma_c$  — удельные веса газа в сечениях  $F_T$  и  $f_c$ ;

$w_T$  и  $w_c$  — скорости газа в сечениях  $F_T$  и  $f_c$ .

Для основных режимов работы турбореактивного двигателя при простом сужающемся реактивном сопле решение уравнения (62) приводит к простой зависимости:

$$\frac{f_c}{F_T} = f \left( \frac{l_k}{T_3} \right), \quad (63)$$

указывающей, что при постоянном сечении соплового аппарата турбины  $F_T$  сечение реактивного сопла  $f_c$  зависит только от работы компрессора  $l_k$  и температуры газа перед турбиной  $T_3$  и определяется их отношением  $\frac{l_k}{T_3}$ . С увеличением работы компрессора  $l_k$  сечение сопла увеличивается, а с уве-

личением температуры газа перед турбиной  $T_3$  — уменьшается. Если при одновременном изменении  $l_k$  и  $T_3$  отношение  $\frac{l_k}{T_3}$  остается постоянным, то регулирование реактивного сопла не требуется.

Зная по характеристике компрессора величину  $l_k$  для любого заданного режима полета (скорость и высота) и задавая температуру  $T_3$  из условий максимальной силы тяги или минимального расхода топлива, с помощью зависимости (63) можно определить нужное изменение сечений реактивного сопла.

Для получения с изменением режима полета максимальной силы тяги  $R_{\max}$  ( $n = n_{\max}$  и  $T_3 = T_{3\max}$ ) изменение сечения реактивного сопла в общем случае должно быть следующим. С увеличением скорости полета, как правило, работа компрессора  $l$  уменьшается, в связи с этим при постоянном значении  $T_3$  сечение сопла должно уменьшаться, т. е. сопло нужно прикрывать. При увеличении высоты полета работа компрессора обычно увеличивается, поэтому при  $T_3 = \text{const}$  сечение сопла должно увеличиваться, т. е. сопло следует открывать.

Для двигателя, у которого реактивное сопло не регулируется ( $f_c = \text{const}$ ), с помощью той же зависимости (63) можно найти изменение температуры  $T_3$ , если известно изменение работы компрессора  $l_k$ . Так, при увеличении скорости полета и  $f_c = \text{const}$  в связи с уменьшением работы компрессора  $l_k$  для того, чтобы осталось постоянным отношение  $\frac{l_k}{T_3}$ , требуется температуру  $T_3$  уменьшить. С увеличением высоты полета работа компрессора  $l_k$  увеличивается, и для сохранения постоянного значения  $f_c$  необходимо  $T_3$  увеличивать. Таким образом, наличие нерегулируемого сопла приводит к уменьшению температуры газа перед турбиной  $T_3$  с увеличением скорости полета и увеличению этой температуры с возрастанием высоты полета.

Отсюда следует, что наиболее опасным в отношении перегрева двигателя при нерегулируемом сопле является полет на больших высотах с малыми скоростями.

Уменьшение температуры газа перед турбиной  $T_3$  с увеличением скорости полета (при нерегулируемом сопле) приводит к уменьшению силы тяги, а в случае малых  $\pi_0$  и  $T_3$  — к увеличению удельного расхода топлива.

На рис. 102 и 103 показано изменение силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя с  $\pi_0 = 3,1$  и  $T_3 = 1030^\circ \text{ abs}$  в зависимости от скорости полета при регулируемом и нерегулируемом соплах.

Сплошные линии дают характеристики двигателя при регулируемом сопле и постоянной температуре  $T_3 = \text{const}$ , а пунктирные линии — при нерегулируемом сопле  $f_c = \text{const}$  и переменной температуре  $T_3$ .

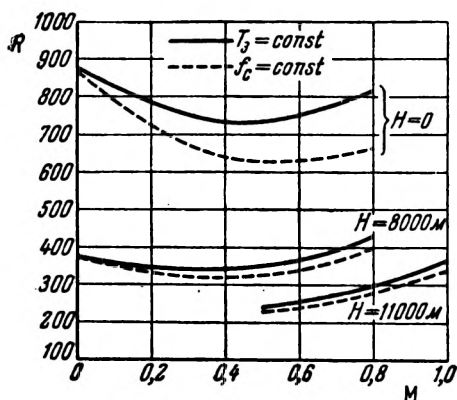


Рис. 102. Изменение силы тяги турбореактивного двигателя с регулируемым и нерегулируемым соплами в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0 = 3,1$  и  $T_3 = 1030^\circ \text{ abs}$  на разных высотах полета

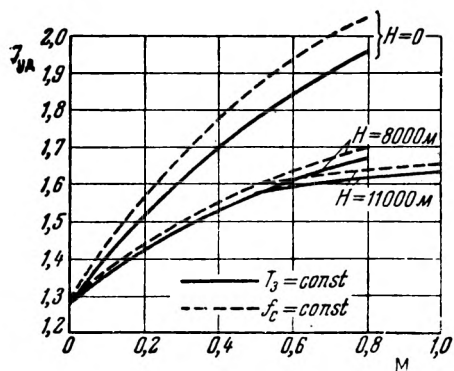


Рис. 103. Изменение удельного расхода топлива турбореактивного двигателя с регулируемым и нерегулируемым соплами в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0 = 3,1$  и  $T_3 = 1030^\circ \text{ abs}$  на разных высотах полета

ной  $T_3 = 1200^\circ \text{ abs}$  и степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_0 = 4,75$ .

Как и раньше, сплошные линии на рисунках относятся к случаю регулируемого сопла и постоянной температуры

Как видим, в этом двигателе отсутствие регулирования реактивного сопла приводит при увеличении скорости полета к значительному уменьшению силы тяги и увеличению удельного расхода топлива, особенно на малых высотах полета. Увеличение высоты полета при нерегулируемом сопле (как показывают расчеты) требует повышения температуры  $T_3$ ; это повышение на высоте  $H = 11\,000 \text{ м}$  доходит до  $60^\circ$ . Из изложенного следует, что для рассматриваемого двигателя целесообразно применять регулируемое сопло.

С повышением температуры газа перед турбиной  $T_3$  и степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  потребность в регулировании сопла для получения режимов, обеспечивающих наибольшую тягу, уменьшается.

На рис. 104 и 105 приведены изменения силы тяги и удельного расхода топлива в зависимости от скорости полета для двигателя, у которого температура газа перед турбиной

$T_3$ , а пунктирные — к случаю нерегулируемого сопла и переменной температуры  $T_3$ .

Как видим, для двигателя с  $\pi_0 = 4,75$  и  $T_3 = 1200^\circ$  *абс* регулирование сопла практически оказывает весьма малое влияние на величину силы тяги и удельный расход топлива. Однако с подъемом на высоту (по расчетам) температура газа перед турбиной  $T_3$  увеличивается. Для рассматриваемого двигателя это повышение температуры  $T_3$  на высоте  $H = 11\,000$  м составляет почти  $100^\circ$ , что может оказаться недопустимым для турбины.

Таким образом, при относительно высоких  $\pi_0$  и  $T_3$  для достижения на всех режимах наибольшей величины силы тяги двигатель может не иметь регулируемого сопла, но при этом могут иметь место значительные колебания температуры  $T_3$ . Идеальным двигателем в этом отношении был бы двигатель, у которого работа компрессора  $l_k$  при  $n = \text{const}$  на всех режимах полета оставалась бы неизменной. Этому условию в наибольшей мере отвечают турбореактивные двигатели с центробежными компрессорами, у которых работа компрессора  $l_k$  и адиабатический к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  с изменением режима полета меняются относительно мало. Однако для обеспечения наименьшего расхода топлива на различных режимах работы двигателя регулирование сопла может оказаться необходимым и для двигателей с центробежными компрессорами.

Регулирование реактивного сопла оказывается целесообразным и для улучшения приемистости двигателя. Прием-

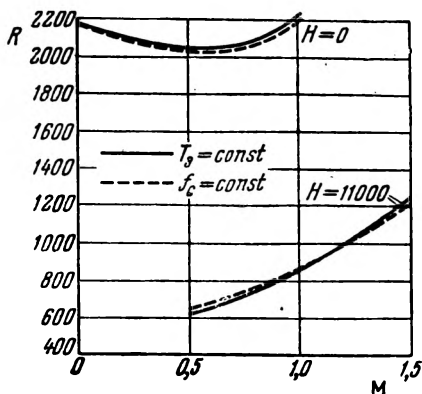


Рис. 104. Изменение силы тяги турбореактивного двигателя с регулируемым и нерегулируемым соплами в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0 = 4,75$  и  $T_3 = 1200^\circ$  *абс* на разных высотах полета

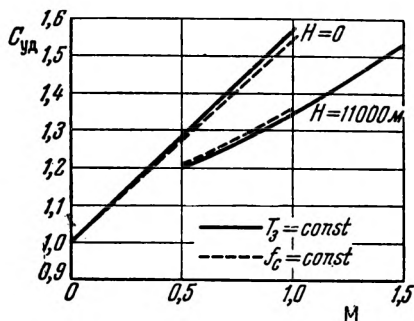


Рис. 105. Изменение удельного расхода топлива турбореактивного двигателя с регулируемым и нерегулируемым соплами в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $\pi_0 = 4,75$  и  $T_3 = 1200^\circ$  *абс* на разных высотах полета



стость двигателя определяется временем перехода двигателя с режима холостого хода на режим рабочих оборотов. У современных турбореактивных двигателей приемистость составляет 8—10 сек., что значительно хуже приемистости поршневых двигателей, у которых она составляет 1,5—2,0 сек.

Регулирование реактивного сопла приводит к улучшению приемистости, так как, открывая сопло, можно при максимально допустимой температуре  $T_3$  увеличить перепад давлений на турбине и обеспечить тем самым наибольшую избыточную мощность турбины. Регулирование сопла позволяет улучшить приемистость на 2—3 сек. и тем самым повышает эксплуатационные качества двигателя.

Следует отметить, что приемистость является важным эксплуатационным качеством двигателя. Так, например, время перехода с режима холостого хода на максимальное число оборотов играет большую роль при посадке самолета в случае, когда надо зайти на второй круг; здесь возможность быстро восстановить мощность двигателя и его тягу имеет решающее значение.

Плохая приемистость двигателя может вызвать перегрев двигателя при резкой подаче топлива в камеру сгорания, так как количество топлива, поступающее в камеру, увеличится быстрее, чем расход воздуха. Вот почему всегда целесообразно в конструкции двигателя предусмотреть возможность улучшения его приемистости.

В заключение отметим, что вопрос о необходимости регулирования сопла должен решаться каждый раз в зависимости от назначения двигателя и характеристики его компрессора.

Перейдем к рассмотрению крейсерских режимов двигателя.

Режим максимальной силы тяги, на котором авиационный двигатель может работать весьма ограниченное время, как правило, не обеспечивает наибольшей дальности полета и сильно ограничивает время пребывания самолета в воздухе.

Основными эксплуатационными режимами, на которых двигатель работает почти все время до выработки ресурса, являются режимы  $R < R_{\text{макс}}$  и  $N_T < N_{T \text{ макс}}$ .

Максимальный режим двигателя применяется, как правило, только при взлете и при некоторых маневрах, при этом продолжительность этого режима строго регламентирована.

Можно считать, что для авиационного двигателя в условиях полета эксплуатационные режимы лежат в пределах изменения мощности от  $N_T \approx 0,45 N_{T \text{ макс}}$  до  $N_T = N_{T \text{ макс}}$  или

соответственно по силе тяги от  $R \approx 0,45 R_{\text{макс}}$  до  $R = R_{\text{макс}}$ . Поэтому в зависимости от назначения самолета мощность или сила тяги, на которых двигатель будет преимущественно работать, приближается либо к верхнему (истребитель, гоночный самолет), либо к нижнему (транспортный самолет) пределу.

Все режимы работы двигателя, отвечающие условию  $N_T < N_{T \text{ макс}}$  или  $R < R_{\text{макс}}$ , называются крейсерскими режимами, а в зависимости удельного расхода топлива, числа оборотов, температуры газа перед турбиной и степени увеличения давления в компрессоре от изменения силы тяги или мощности — крейсерскими характеристиками.

Одним из основных требований, которые предъявляются к крейсерским режимам, за исключением редких случаев, является требование наименьшего удельного расхода топлива при данных значениях силы тяги или мощности. Особенно важное значение это требование имеет для турбореактивных двигателей, удельные расходы топлива у которых пока еще велики.

Изменять силу тяги турбореактивного двигателя можно несколькими способами.

Из предыдущего известно, что сила тяги двигателя при прочих равных условиях зависит от расхода воздуха  $G_n$ , степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$ , т. е. числа оборотов  $n$ , и температуры газа перед турбиной  $T_3$ .

Расход воздуха можно изменить путем дросселирования входного сечения компрессора. Однако такой метод изменения силы тяги приводит к усложнению конструкции двигателя и является невыгодным, так как приводит к значительному увеличению удельного расхода топлива. Действительно, при дросселировании уменьшается давление перед компрессором, в связи с чем уменьшается и давление перед турбиной  $p_3$ . Уменьшение же  $p_3$  эквивалентно снижению к. п. д. компрессора и степени увеличения давления. Кроме того, дросселирование входного сечения компрессора приводит к увеличению потерь на входе и к снижению к. п. д. компрессора из-за неизбежного ухудшения качества воздушного потока перед компрессором. Совместное влияние указанных факторов и приводит к увеличению удельного расхода топлива. Вследствие этого метод изменения силы тяги путем дросселирования на входе не применяется.

Второй метод уменьшения силы тяги путем снижения только степени увеличения давления в компрессоре при сохранении  $T_3 = \text{const}$  также не является удовлетворительным, так как переход на более низкие  $\pi_k$  сопровождается увеличением удельного расхода топлива, что непосредственно видно из графиков изменения удельного расхода по температуре  $T_3$  при различных значениях  $\pi_k$  (рис. 106).

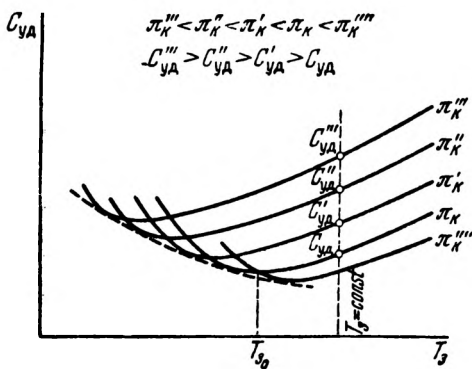


Рис. 106. Характер изменения удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при различных степенях увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$

Изменить силу тяги турбореактивного двигателя можно также путем изменения температуры  $T_3$ . Этот метод является весьма эффективным, так как при таком регулировании уменьшения силы тяги до известного предела снижения температуры (до  $T_3 = T_{30}$ , рис. 106) сопровождается уменьшением удельного расхода топлива.

Здесь принципиально возможен также случай получения максимальной экономичности путем снижения температуры  $T_3$  при одновременном увеличении числа оборотов для поддержания возможно большего значения  $\pi_k$  и вследствие этого уменьшения  $C_{уд}$ . Некоторое увеличение числа оборотов сверх максимального при пониженной температуре  $T_3$  возможно, так как лимитирующим по прочности элементом двигателя являются обычно лопатки турбины, незначительное снижение температуры которых значительно повышает допускаемые напряжения.

Таким образом, на участке от  $T_3 = T_{3\text{ макс}}$  до  $T_3 = T_{30}$  наиболее экономичный режим двигателя на крейсерских тягах (исключая возможность увеличения  $n$ ) будет соответствовать значениям  $n = n_{\text{ макс}}$  и  $T_3 < T_{3\text{ макс}}$ . Если при этом, однако, учесть, что к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  для крейсерских режимов, как правило, увеличивается с уменьшением числа оборотов, то в случае значительного изменения  $\eta_{ад}$  выгодно иметь несколько меньшее число оборотов и несколько большую температуру  $T_3$ , чем это следует из сделанных выше замечаний. Точно определить наилучшие по экономичности значения  $n$  и  $T_3$  для крейсерских режимов можно только с помощью расчета.

При снижении температуры  $T_3$  за пределы  $T_{30}$ , т. е. при  $T_3 < T_{30}$ , для получения минимально возможных удельных расходов топлива, как это следует из рис. 106, целесообразно с понижением температуры  $T_3$  понижать и число оборотов, т. е. переходить на пониженные значения  $\pi_k$ , получая минимальные значения  $C_{уд}$  на кривой, огибающей на этом участке

кривые удельных расходов топлива (пунктирная линия на рис. 106).

Для сравнения различных методов регулирования двигателя на крейсерских режимах на рис. 107 приведены графики, показывающие изменение удельных расходов топлива в зависимости от степени уменьшения силы тяги при применении того или иного метода регулирования. Сплошные линии относятся к расчету, в котором адиабатический к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  принят неизменным на всех режимах, а пунктирные линии — к расчету с учетом изменения  $\eta_{ад}$  по характеристикам компрессора.

Кривые 1 и 1' соответствуют случаю регулирования двигателя при  $T_3 = \text{const}$ . В этом случае изменение тяги происходит вследствие уменьшения числа оборотов или соответственно вследствие уменьшения степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$ . Так как с уменьшением  $\pi_k$  уменьшается работа компрессора  $l_k$ , то при постоянном значении температуры  $T_3$  сечение сопла  $f_c$  должно уменьшаться. Как видим, получение крейсерских режимов при  $T_3 = \text{const}$  сопровождается увеличением удельного расхода топлива, и поэтому такой метод регулирования двигателя является невыгодным.

Увеличение расхода топлива при  $T_3 = \text{const}$  вследствие уменьшения  $\pi_k$  непосредственно видно и на рис. 106.

С учетом изменения к. п. д. компрессора  $\eta_{ад}$  увеличение удельных расходов топлива с уменьшением силы тяги при  $T_3 = \text{const}$  (кривая 1') оказывается более медленным. Объясняется это тем, что при уменьшении  $\pi_k$  увеличивается  $\eta_{ад}$  что и приводит к некоторому уменьшению  $C_{уд}$  по сравнению со случаем  $\eta_{ад} = \text{const}$ .

Кривые 2 и 2' соответствуют случаю регулирования двигателя при  $f_c = \text{const}$ . В этом случае изменение силы тяги

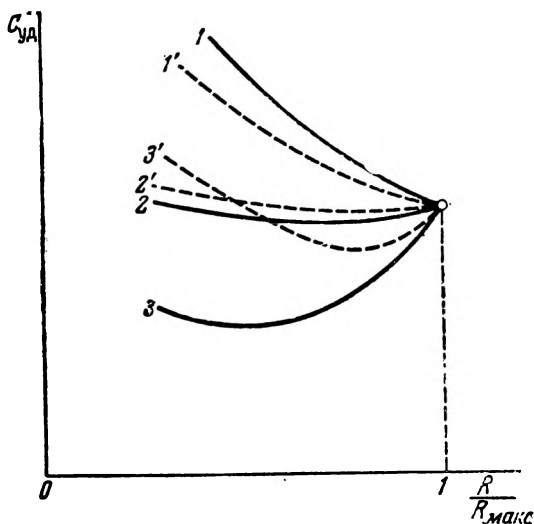


Рис. 107. Характер изменения удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от величины силы тяги при различных методах регулирования: 1 и 1' — регулирование при  $T_3 = \text{const}$ ; 2 и 2' — регулирование при  $f_c = \text{const}$ ; 3 и 3' — регулирование при  $n = \text{const}$

происходит вследствие уменьшения температуры  $T_3$  и одновременного уменьшения числа оборотов двигателя  $n$ , т. е.  $\pi_k$  и  $l_k$ . Так как при этом к. п. д. компрессора изменится незначительно, то кривые 2 и 2' близки друг к другу.

Как видим, регулирование при  $f_c = \text{const}$  дает примерно постоянный удельный расход топлива на всех крейсерских режимах. Это может быть объяснено тем, что при температурах  $T_3 > T_{30}$  с одной стороны, происходит уменьшение удельного расхода топлива вследствие уменьшения температуры  $T_3$ , а с другой стороны, — увеличение удельного расхода топлива из-за уменьшения числа оборотов  $n$  и степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$ . При температурах же  $T_3 < T_{30}$ , увеличение удельного расхода топлива вследствие уменьшения  $T_3$  компенсируется уменьшением удельного расхода топлива из-за уменьшения  $\pi_k$  (рис. 106).

Кривые 3 и 3' соответствуют регулированию двигателя при  $n = \text{const}$ . В этом случае изменение силы тяги происходит вследствие уменьшения температуры  $T_3$ ; сечение сопла при этом должно увеличиваться.

При постоянном значении к. п. д. компрессора  $\eta_{kd}$  (кривая 3) такой метод регулирования приводит сначала к заметному уменьшению удельного расхода топлива, а затем при  $T_3 < T_{30}$  — к увеличению  $C_{уд}$ . Такой характер изменения  $C_{уд}$  при  $n = \text{const}$  и уменьшении температуры  $T_3$  непосредственно вытекает из зависимостей  $C_{уд}$  от  $T_3$  при различных  $\pi_k$ .

Однако, если учесть уменьшение  $\eta_{ад}$  по характеристикам компрессора, которое имеет место при таком способе регулирования, зависимость  $C_{уд}$  от  $\frac{R}{R_{\text{макс}}}$  будет соответствовать кривой 3', показывающей, что вначале при уменьшении  $T_3$  удельный расход топлива несколько уменьшается, но затем, при дальнейшем снижении  $T_3$ , резко увеличивается, становясь, начиная с некоторой температуры  $T_3$ , больше удельного расхода топлива, полученного для малых значений силы тяги путем регулирования двигателя по  $f_c = \text{const}$ .

На основании изложенного практически оказывается возможным осуществлять регулирование двигателя на крейсерских режимах при  $f_c = \text{const}$ , уменьшая температуру газа перед турбиной  $T_3$  и число оборотов двигателя  $n$ . Однако справедливость этого вывода зависит от характера изменения к. п. д. компрессора при переходе двигателя на крейсерские режимы. Поэтому вопрос о регулировании двигателя на крейсерских режимах должен решаться каждый раз на основании расчетных данных.

Кроме того, следует иметь в виду, что при переходе на работу с более высокими температурами сгорания  $T_3$  может оказаться целесообразным осуществлять смешанное регули-

рование: до известного предела регулировать двигатель по  $n = \text{const}$ , а затем по  $f_c = \text{const}$ , с целью получения на всех крейсерских режимах минимально возможных удельных расходов топлива.

В настоящее время турбореактивные двигатели, как правило, строятся с нерегулируемыми соплами, что обеспечивает на всех крейсерских режимах примерно одинаковые удельные расходы топлива.

### § 13. Форсирование турбореактивных двигателей

По сравнению с винто-моторными установками турбореактивные двигатели обладают худшими тяговыми качествами при взлете. С целью устранения этого недостатка и кратковременного увеличения силы тяги при взлете можно производить форсирование турбореактивного двигателя. Форсирование ТРД может применяться также в полете для кратковременного повышения максимальной скорости полета.

Существует несколько способов форсирования турбореактивных двигателей.

Одним из простых способов форсирования двигателя является повышение температуры газа перед турбиной, так как с увеличением температуры газа перед турбиной увеличивается сила тяги двигателя.

Однако увеличение температуры газа, хотя бы и кратковременное, связано с опасностью разрушения турбинных лопаток и поэтому не может в настоящее время рассматриваться как возможный метод форсирования двигателя.

Второй способ форсирования турбореактивного двигателя заключается в охлаждении сжимаемого в компрессоре воздуха. Охлаждать воздух можно впрыскиванием в него жидкости (воды, спирта, смеси воды и спирта и др.), испарение которой понизит температуру воздуха.

Если работа, затрачиваемая на компрессор, остается неизменной, то при сжатии воздуха с охлаждением температура воздуха в конце сжатия  $T_2$  по сравнению с температурой конца сжатия без подобного охлаждения уменьшится, а давление в конце сжатия  $p_2$  и, следовательно, степень увеличения давления  $\pi_k$  — повысится.

Таким образом, при той же мощности турбины, отнесенной к 1 кг газа, давление газа перед турбиной увеличится.

Так как при этом температура газа перед турбиной остается постоянной, то для сохранения постоянной мощности турбины необходимо оставить постоянным и перепад давления в турбине, т. е. степень расширения газа в турбине.

Это приведет к увеличению давления за турбиной  $p_4$  и, следовательно, к повышению перепада давлений в реактив-

ном сопле, в результате чего увеличится скорость истечения газа  $w_5$  и удельная тяга двигателя  $R_{уд}$ .

Кроме увеличения удельной тяги двигателя, т. е. силы тяги, отнесенной к 1 кг воздуха, произойдет и увеличение секундного расхода воздуха через двигатель, так как при постоянной температуре  $T_3$  газ перед турбиной имеет повышенное давление  $p_3$ .

Таким образом, при охлаждении сжимаемого в компрессоре воздуха испарением впрыскиваемой жидкости абсолютная сила тяги  $R = G_b R_{уд}$  увеличивается.

Одновременно с изменением силы тяги при таком форсировании двигателя может произойти и изменение удельного расхода топлива, так как при постоянной температуре газа перед турбиной  $T_3$  и уменьшении температуры воздуха  $T_2$  в конце сжатия необходимо увеличивать количество топлива, подаваемого в камеру сгорания.

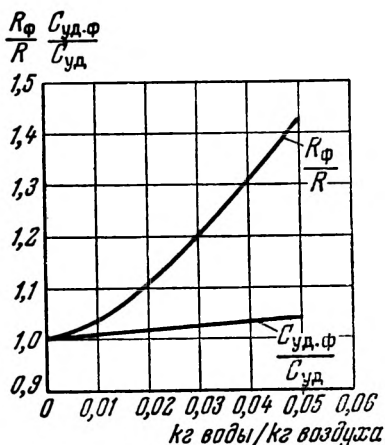


Рис. 108. Изменение силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от количества впрыскиваемой в сжимаемый воздух воды  
(по расчету И. И. Кулагина)

В качестве примера на рис. 108 показано относительное изменение силы тяги и удельного расхода топлива в зависимости от количества испаряемой воды, отнесенного к 1 кг воздуха для двигателя с  $\pi_k = 3,9$  и  $T_3 = 1080^\circ \text{ абс.}$

Полученные зависимости показывают, что форсирование турбореактивного двигателя путем охлаждения сжимаемого воздуха за счет испарения впрыскиваемой воды оказывается достаточно эффективным способом. Экономичность двигателя при этом ухудшается незначительно.

Вместе с тем следует сказать, что указанный способ форсирования двигателя требует весьма больших расходов воды. Расчеты показывают, что для двигателя с  $\pi_k = 4,0$  расход воды, необходимой, напри-

мер, для увеличения силы тяги на 30%, оказывается примерно в два раза больше, чем расход топлива.

В действительности расход воды будет еще больше, так как по опытным данным впрыскиваемая вода полностью не испаряется. Это обстоятельство в значительной степени ограничивает возможность практического использования указанного способа форсирования двигателя.

Третий способ форсирования турбореактивного двигателя состоит в увеличении его силы тяги путем дополнительного сжигания топлива в специальной, так называемой форсажной камере, помещенной между турбиной и реактивным соплом.

Одна из возможных схем турбореактивного двигателя с форсажной камерой изображена на рис. 109. Между турбиной и реактивным соплом размещается форсажная камера  $K_{\Phi}$ , в которой происходит сгорание дополнительного топлива, подаваемого в камеру через форсунки. В качестве окислителя для сгорания дополнительного топлива используется избыточный кислород, содержащийся в продуктах сгорания, полученных при сгорании топлива в основной камере  $K$  двигателя при высоком коэффициенте избытка воздуха ( $\alpha \approx 3,7-4,0$ ).

Сгорание дополнительного топлива в форсажной камере приводит к повышению температуры газа перед реактивным соплом, благодаря чему увеличиваются скорость истечения газа  $w_5$  из сопла и тяга двигателя.

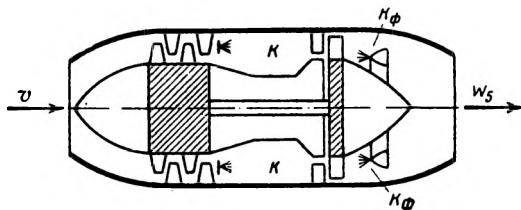


Рис. 109 Схема турбореактивного двигателя с дополнительным сжиганием топлива в форсажной камере:  
 $K$  — основная камера сгорания;  $K_{\Phi}$  — форсажная камера

Расчеты показывают, что без большой погрешности увеличение силы тяги при подобном форсировании двигателя можно определять по соотношению:

$$\frac{R_{\Phi}}{R} \approx \sqrt{\frac{T_{4\Phi}^*}{T_4^*}} \quad (64)$$

где  $R_{\Phi}$  — сила тяги при дожигании топлива в форсажной камере;

$R$  — сила тяги без дожигания;

$T_4^*$  — температура торможения газа перед соплом без дожигания;

$T_{4\Phi}^*$  — температура торможения газа перед соплом при дожигании.



Давление газа перед реактивным соплом в обоих случаях принято одинаковым. Одинаковыми считаются также температура газа перед турбиной, расход воздуха через двигатель и его число оборотов.

Следует отметить, что при указанных условиях дополнительное сжигание топлива в форсажной камере требует увеличения площади проходного сечения сопла, при этом тем больше, чем выше температура газа перед реактивным соплом. Следовательно, при включении форсажной камеры необходимо регулирование сопла.

Существенным недостатком форсирования двигателя путем сжигания дополнительного топлива за турбиной является значительное увеличение удельного расхода топлива, т. е. понижение экономичности двигателя.

Это происходит потому, что сжигание дополнительного топлива производится после расширения газов в турбине, при относительно малом давлении газов и, следовательно, небольшой степени расширения газов после форсажной камеры.

Характеристики двигателя при форсировании в стартовых условиях ( $M=0$ ,  $H=0$ ) приведены на рис. 110.

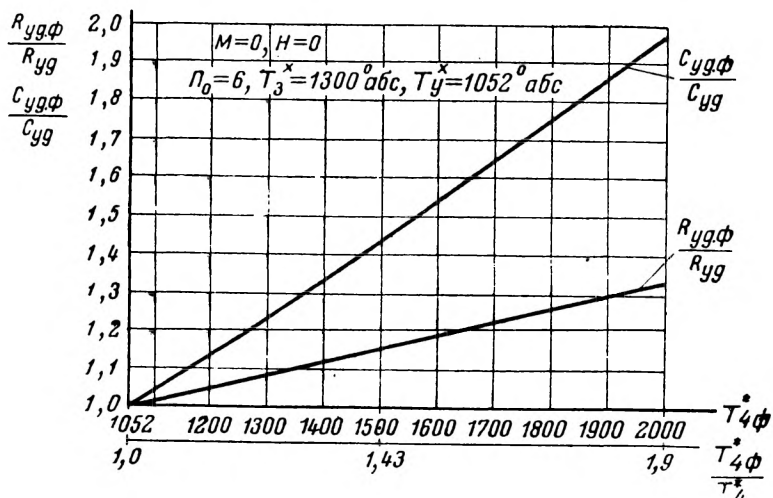


Рис. 110. Изменение силы тяги и удельного расхода топлива турбореактивного двигателя в зависимости от температуры газа перед реактивным соплом при наличии форсажной камеры ( $M=0$ ,  $H=0$ )

Графики на рис. 110 показывают относительное увеличение силы тяги  $\frac{R_{\phi}}{R}$  и удельного расхода топлива  $\frac{C_{уд.\phi}}{C_{уд}}$  в за-

висимости от температуры в форсажной камере или отношения  $\frac{T_{4\phi}^*}{T_4^*}$ .

Как видно из графиков, при дополнительном сжигании топлива в форсажной камере с увеличением температуры  $T_{4\phi}^*$  можно значительно увеличить силу тяги двигателя, однако при этом в еще большей степени возрастет удельный расход топлива.

Так, например, при увеличении температуры газа перед реактивным соплом на 90% ( $T_{4\phi}^* = 2000^\circ \text{ абс}$ ) сила тяги увеличивается на 32%, а удельный расход топлива на 100%.

С увеличением скорости полета форсирование двигателя путем сжигания дополнительного топлива в форсажной камере становится более эффективным и сопровождается менее заметным увеличением удельного расхода топлива.

Влияние скорости полета на характеристики турбореактивного двигателя при форсировании до температуры  $T_{4\phi}^* = 2000^\circ \text{ абс}$  показано на рис. 111.

Как видим, при  $M=0$  увеличение силы тяги составляет  $\frac{R_{\phi}}{R} = 1,32$  и увеличение удельного расхода топлива  $\frac{C_{уд. \phi}}{C_{уд}} = 2,0$ , в то время как при  $M=1,5$  увеличение силы тяги  $\frac{R_{\phi}}{R} = 1,85$  и увеличение удельного расхода топлива  $\frac{C_{уд. \phi}}{C_{уд}} = 1,52$ .

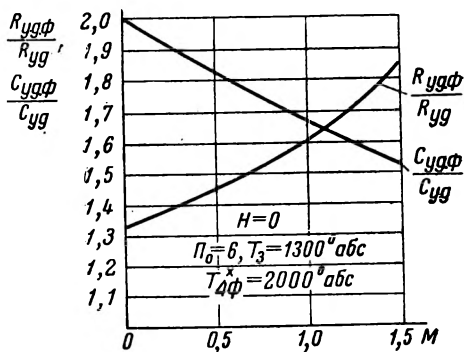


Рис. 111. Влияние скорости полета на характеристики турбореактивного двигателя с дожиганием

Что касается высоты полета, то, как показывают расчеты, изменение высоты полета почти не оказывает влияния на характеристики турбореактивного двигателя с форсажной камерой, если не учитывать возможности ухудшения процесса сгорания в форсажной камере на больших высотах.

Из изложенного следует, что метод форсирования турбореактивных двигателей путем сжигания дополнительного топлива в форсажной камере позволяет значительно увеличить силу тяги.

Однако при этом имеет место сильное увеличение удельного расхода топлива, т. е. снижение экономичности двигателя.

Кроме того, следует иметь в виду, что установка за турбиной стабилизаторов пламени увеличивает сопротивление и, следовательно, потери в двигателе. Поэтому при работе без форсажа двигатель будет иметь несколько повышенный (по сравнению с обычным двигателем) удельный расход топлива (на 1,5—3,0 %).

Несмотря на сказанное, метод форсирования турбореактивных двигателей путем сжигания дополнительного топлива в форсажной камере является относительно простым и получает практическое применение.

---

## ГЛАВА V

### ТУРБОВИНТОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ТВД)

В связи с малой экономичностью турбореактивных двигателей на малых скоростях полета и худшими по сравнению с винто-моторными установками тяговыми качествами при взлете возникла необходимость в создании двигателя, в котором сочетались бы преимущества газовой турбины (малый вес, простота конструкции) с преимуществами винтовой тяги на взлете.

К таким двигателям относятся турбовинтовые двигатели.

#### § 14. Устройство и рабочий процесс турбовинтового двигателя

Принципиальные схемы турбовинтовых двигателей изображены на рис. 112.

Основными элементами турбовинтовых двигателей, как и турбореактивных, являются: входная часть, служащая для подвода воздуха к компрессору, компрессор, камера сгорания, газовая турбина и реактивное сопло.

Так как число оборотов современных винтов значительно ниже, чем число оборотов турбины, то турбовинтовой двигатель имеет редуктор с передаточным числом

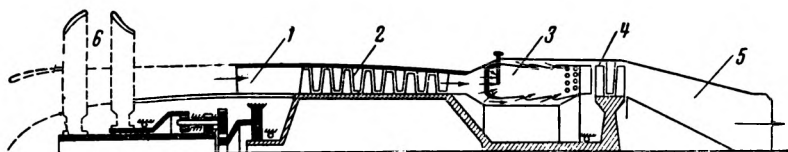
$$i \approx \frac{1}{5} \div \frac{1}{10}.$$

Компрессор турбовинтового двигателя может быть центробежным, осевым или комбинированным, состоящим из осевого и последовательно соединенного с ним центробежного компрессора. Наибольшее распространение в турбовинтовых двигателях получили осевые и комбинированные компрессоры, которые облегчают компоновку двигателя и позволяют получить значительные степени увеличения давления при высоком к. п. д. компрессора.

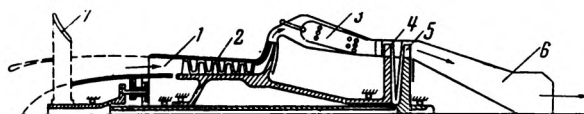
Газовая турбина турбовинтового двигателя приводит в действие компрессор и винт, поэтому в турбовинтовом двигателе срабатывается значительно больший перепад давлений, чем в турбореактивном двигателе, где газовая турбина служит приводом только для компрессора.

В связи с этим турбина турбовинтового двигателя, как правило, выполняется многоступенчатой (две-три ступени).

Для привода винта может быть использована та же газовая турбина, которая вращает компрессор (турбовинтовой двигатель с одной турбиной, рис. 112, а), или самостоятельная газовая турбина, работающая только на винт (турбовинтовой двигатель с двумя турбинами, рис. 112, б).



а — Схема турбовинтового двигателя с одной турбиной:  
1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — турбина для привода компрессора и винта; 5 — реактивное сопло; 6 — винт



б — Схема турбовинтового двигателя с двумя турбинами:  
1 — диффузор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания;  
4 — турбина для привода компрессора; 5 — турбина для привода винта; 6 — реактивное сопло; 7 — винт

Рис. 112. Схемы турбовинтовых двигателей

Первая схема является конструктивно более простой, однако число оборотов турбины, соответствующее числу оборотов компрессора, оказывается значительно выше требуемого числа оборотов винта.

Во второй схеме число оборотов турбины винта может изменяться в широких пределах, независимо от числа оборотов турбины компрессора. Такая схема, будучи более сложной в конструктивном отношении, делает, однако, регулирование двигателя более гибким. Весьма просто также в этом случае можно изменять распределение энергии между винтом и реактивным соплом.

Схема двигателя с двумя турбинами позволяет уменьшить передаточное число редуктора, а в случае применения ско-

ростных высокооборотных винтов и вовсе отказаться от редуктора.

Рабочий процесс турбовинтового двигателя осуществляется так же, как и в турбореактивном двигателе, за исключением расширения газов в турбине. В отличие от турбореактивного двигателя работа турбины в турбовинтовом двигателе частично расходуется на привод компрессора и частично — на привод винта. В связи с этим в реактивном сопле турбовинтового двигателя перепад давлений оказывается весьма малым.

Параметры газового потока в турбовинтовом двигателе изменяются следующим образом.

На входе в двигатель при полете происходит уменьшение скорости воздуха от величины  $V$ , соответствующей скорости полета, до скорости воздуха на входе в компрессор  $w_1$ . Соответственно уменьшению скорости потока на входе в двигатель происходит увеличение давления воздуха от давления окружающей среды  $p_0$  до давления в конце диффузора  $p_1$  и повышение температуры от  $T_0$  до  $T_1$ . Процесс динамического сжатия воздуха во входной части турбовинтового двигателя подчиняется тем же закономерностям, что и у турбореактивного двигателя.

В компрессоре происходит дальнейшее повышение давления от  $p_1$  до  $p_2$ . Степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  в стартовых условиях для современных турбовинтовых двигателей имеет примерно такое же значение, как и у турбореактивных двигателей и составляет  $\pi_0 = 4 \div 7$ .

Соответственно повышению давления температура воздуха в компрессоре увеличивается от  $T_1$  до  $T_2$ .

По выходе из компрессора воздух с параметрами  $p_2$ ,  $T_2$  и  $w_2$  поступает в камеру сгорания двигателя. Камеры сгорания турбовинтовых двигателей ничем не отличаются от камер сгорания турбореактивных двигателей.

В камере сгорания происходит увеличение температуры газа от  $T_2$  до  $T_3$  вследствие сгорания впрыскиваемого через форсунки топлива, увеличение скорости потока от  $w_2$  до  $w_3$  и уменьшение давления от  $p_2$  до  $p_3$ . Падение давления в камере является следствием гидравлических сопротивлений и ускорения потока газа в связи с подводом тепла.

Температура сгорания  $T_3$ , являющаяся температурой газа перед турбиной, выбирается исходя из тех же соображений, что и в турбореактивных двигателях. Величина  $T_3$  ограничивается условиями надежной работы сопловых и рабочих лопаток турбины и в настоящее время лежит в пределах

$$T_3 = 1100 \div 1200^\circ \text{ абс.}$$

Из камеры сгорания газ с параметрами  $p_3$ ,  $T_3$  и  $w_3$  поступает в газовую турбину.

В турбовинтовом двигателе газовая турбина приводит в действие и компрессор и винт.

Энергия расширения газа, соответствующая работе турбины, расходуемой на привод компрессора, определяется так же, как и в турбореактивном двигателе. Этой энергии расширения соответствует падение давления газа от  $p_3$  до  $p_4$ . Отношение

$$\delta = \frac{p_3}{p_4}$$

представляет собой степень понижения давления газа, соответствующую работе турбины, расходуемой на привод компрессора.

Остальная часть энергии расширения газа, отнесенная к 1 кг воздуха, проходящему через двигатель, от давления  $p_4$  до давления в выходном отверстии реактивного сопла  $p_5$  носит название свободной энергии газа и обозначается  $l_{св}$ .

В турбореактивном двигателе вся свободная энергия преобразуется в кинетическую энергию истечения газов в реактивном сопле, поэтому скорость истечения  $w_5$  определяется работой расширения газа от давления  $p_4$  за турбиной, приводящей в действие компрессор, до давления в выходном сечении реактивного сопла  $p_5$ .

В турбовинтовом двигателе не вся свободная энергия газа преобразуется в кинетическую энергию в реактивном сопле, а делится на две части.

Часть этой энергии  $l_v$  идет на работу винта, а другая часть  $l_c$  соответствует работе расширения газа в реактивном сопле и идет на создание выходной скорости  $w_5$ .

Таким образом, для турбовинтового двигателя

$$l_{св} = l_v + l_c, \quad (65)$$

откуда

$$l_v = l_{св} - l_c$$

или

$$l_v = l_{св} - \frac{w_5^2}{2g \eta_c}, \quad (66)$$

где  $\eta_c$  — к. п. д. реактивного сопла.

Таким образом, в турбине турбовинтового двигателя газ после расширения от давления  $p_3$  до  $p_4$  и совершения работы, идущей на привод компрессора, расширяется далее от  $p_4$  до  $p'_4$  и совершает дополнительную работу, необходимую для привода винта.

После турбины газ с давлением  $p'_4$  поступает в реактивное сопло и выходит из него со скоростью  $w_5$ .

Для определения параметров газа за турбиной можно задаться отношением работ, соответствующих кинетической энергии истечения из сопла  $l_c$  и свободной энергии  $l_{св}$ , т. е. числом

$$n = \frac{l_c}{l_{св}}. \quad (67)$$

Тогда

$$l_c = n l_{св}$$

и, принимая во внимание соотношение (65),

$$l_b = (1 - n) l_{св}.$$

Свободную энергию  $l_{св}$  принципиально можно разделить между реактивным соплом и винтом в любом соотношении. Однако при данных условиях полета существует наивыгоднейшее соотношение, при котором достигается наибольшая сила тяги, или, что то же, наибольшая тяговая мощность турбовинтового двигателя.

Этому наивыгоднейшему соотношению между  $l_c$  и  $l_b$  соответствует оптимальная скорость истечения газа из реактивного сопла, определяемая выражением:

$$w_{5 \text{ опт}} \approx 1,06 \frac{V}{\gamma}, \quad (68)$$

где  $V$  — скорость полета в м/сек;

$\gamma_b$  — к. п. д. винта.

Это выражение показывает, что чем больше скорость полета, тем выгоднее иметь большую выходную скорость газа из сопла и, следовательно, передавать на винт меньшую долю свободной энергии.

С другой стороны, с увеличением к. п. д. винта выгодно уменьшать выходную скорость  $w_5$  и, следовательно, увеличивать долю свободной энергии, передаваемой на винт.

Для скоростей полета  $700 \div 800$  км/час ( $V = 200 \div 220$  м/сек) и к. п. д. винта  $\gamma_b = 0,8$  оптимальная величина скорости истечения из сопла:

$$w_{5 \text{ опт}} \approx 1,06 \frac{V}{\gamma_b} \approx 260 \div 300 \text{ м/сек.}$$

Полученное значение наивыгоднейшей скорости истечения из сопла примерно соответствует минимальным значениям скорости газа  $w_{тур}$  по выходе из газовой турбины<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Минимальные скорости газа за турбиной  $w_{тур}$  для авиационных газовых турбин лежат в пределах  $w_{тур} = 200 \div 300$  м/сек. Меньшие скорости  $w_{тур}$  нецелесообразны как с точки зрения веса и габаритов турбины, так и с точки зрения скоростных характеристик двигателя.



Таким образом, скорость истечения газа из сопла для принятых скоростей полета и значений к. п. д. винта должна быть выбрана из условия равенства ее минимально возможной скорости газа за турбиной, т. е.

$$w_5 = \sqrt{\eta_c \cdot w_{тур}}, \quad (69)$$

где  $\eta_c$  — к. п. д. реактивного сопла;

$w_{тур}$  — скорость газа за турбиной.

Очевидно, определенная по формуле (69) скорость истечения  $w_5$  будет минимальной, и этой скорости истечения будет соответствовать минимальное значение величины  $n = \frac{l_c}{l_{св}}$ , так как при условии  $w_5 \approx w_{тур}$  большая часть свободной энергии должна передаваться на винт.

Однако при применении скоростных винтов для полетов на больших скоростях оптимальная скорость истечения возрастает и, следовательно, доля свободной энергии, передаваемой на винт, уменьшается.

В этом случае оптимальное значение скорости истечения  $w_5$  следует определять из выражения (68).

По скорости истечения  $w_5$  может быть найдена величина работы  $l_c$ , соответствующая кинетической энергии истечения газа из сопла:

$$l_c = \frac{w_5^2}{2g \eta_c} \quad (70)$$

и по соотношению (67) определена величина  $n$ , характеризующая распределение свободной энергии между винтом и реактивным соплом.

Если в турбовинтовом двигателе хотят получить силу тяги за счет реакции газов большую, чем это следует из условия  $w_5 = w_{5мин}$ , то величина  $n$  должна быть больше, чем  $n_{мин}$ , и определяться из проектного задания.

По найденной или выбранной величине  $n = \frac{l_c}{l_{св}}$  могут быть определены параметры газа за турбиной  $p'_4$  и  $T'_4$  и скорость истечения газа из реактивного сопла  $w_5$ . Если величина  $n$  выбрана минимальной из условия получения скорости истечения  $w_5$ , приблизительно равной скорости за турбиной  $w_{тур}$ , то скорость истечения будет иметь значение:

$$w_5 = \sqrt{\eta_c} w_{тур}$$

Если же величина  $n$  выбрана больше  $n_{мин}$ , то скорость истечения  $w_5$  будет больше, чем величина  $\sqrt{\eta_c} w_{тур}$

## § 15. Оценка качеств и характеристики турбовинтового двигателя

Определим эффективный к. п. д., оценивающий турбовинтовой двигатель как тепловой двигатель.

Если под эффективным к. п. д. турбовинтового двигателя, оценивающим этот двигатель как тепловой двигатель, понимать, как и для винто-моторной установки с поршневым двигателем, эффективный к. п. д. только газотурбинной установки (без винта), то величина его будет примерно такой же, как и для турбореактивного двигателя.

Объясняется это тем, что в турбовинтовом и турбореактивном двигателях параметры рабочего процесса (степень увеличения давления в компрессоре  $\pi_k$ , температура газа перед турбиной  $T_3$  и др.) в настоящее время имеют одинаковые значения, а кроме того, примерно одинаковые и потери, имеющие место в реальном процессе.

Однако, несмотря на равные значения эффективных к. п. д., турбовинтовой двигатель, как будет видно из дальнейшего, имеет значительно лучшие тяговые характеристики, чем турбореактивный двигатель, особенно на малых скоростях полета.

Это следует из того, что эффективная мощность превращается в тяговую в турбовинтовом двигателе с полетным к. п. д., значительно более высоким (на малых скоростях полета), чем у турбореактивного двигателя. Действительно, у турбовинтового двигателя эффективная мощность превращается в тяговую (в случае передачи всей энергии на винт) с к. п. д., равным произведению  $\eta_v \eta_n \eta_p$ , где  $\eta_v$  — к. п. д. винта,  $\eta_n$  — полетный к. п. д. и  $\eta_p$  — к. п. д. редуктора винта, а у турбореактивного двигателя — с к. п. д., равным полетному к. п. д. При скорости полета  $720 \text{ км/час} = 200 \text{ м/сек}$  полетный к. п. д. турбореактивного двигателя при скорости истечения газа  $w_5 = 600 \text{ м/сек}$  имеет значение  $\eta_n \approx 0,50$ , в то время как для турбовинтового двигателя коэффициент преобразования эффективной мощности в тяговую составляет  $\eta_v \eta_p \eta_n \approx 0,775^1$ .

С увеличением скорости полета показатели турбореактивного двигателя улучшаются, так как с увеличением скорости полета повышается полетный к. п. д. турбореактивного двигателя, и, начиная с некоторой скорости полета, по тяговым характеристикам турбореактивный двигатель оказывается выгоднее, чем турбовинтовой двигатель.

Перейдем к определению силы тяги турбовинтового двигателя.

---

<sup>1</sup> В расчете принято:  $\eta_v = 0,8$ ;  $\eta_p = 0,97$ ;  $\eta_n = 1,0$ .

В полете сила тяги и удельная сила тяги, развиваемые турбовинтовым двигателем, определяются из соотношений:

$$R = \frac{75 N_H \gamma_{VB}}{V} + \frac{G_B}{g} (w_5 - V)$$

и

$$R_{уд} = \frac{75 N'_H \gamma_{VB}}{V} + \frac{1}{g} (w_5 - V),$$

где  $N_H$  — мощность в л. с., передаваемая на винт;

$N'_H$  — мощность в л. с., передаваемая на винт, отнесенная к 1 кг воздуха в секунду, проходящего через двигатель.

Тяговая мощность  $N_T$  при секундном расходе воздуха через двигатель  $G_B$ :

$$N_T = N_H \gamma_{VB} + \frac{G_B}{g} \frac{(w_5 - V) \cdot V}{75}. \quad (71)$$

На старте ( $V=0$ ) сила тяги и удельная тяга турбовинтового двигателя могут быть найдены по формулам:

$$R = 1,1 N_H + \frac{G_B}{g} w_5$$

и

$$R_{уд} = 1,1 N'_H + \frac{1}{g} w_5, \quad (72)$$

где величина 1,1 является условным коэффициентом, позволяющим перейти от мощности на валу винта к тяге на старте. У специальных скоростных винтов этот коэффициент может иметь другое значение.

Под тяговой мощностью турбовинтового двигателя на старте ( $V=0$ ) понимается условная мощность, называемая приведенной, или эквивалентной, которая определяется из выражения:

$$N_T = \frac{R}{1,1} = N_H + \frac{G_B}{g} \frac{w_5}{1,1} \quad (73)$$

Так как сила тяги или мощность двигателя бывают обычно заданы, то, пользуясь полученными выражениями, можно определить секундный расход воздуха, проходящего через двигатель на расчетном режиме:

$$G_B = \frac{R}{R_{уд}} \quad (74)$$

или

$$G_B = \frac{N_T}{N'_T}$$

Расход воздуха через турбовинтовой двигатель на нерасчетных режимах, так же как и в турбореактивных двигателях, может быть точно определен при знании характеристик компрессора и турбины и принятом в двигателе методе регулирования или приближенно с помощью принятых в расчете упрощающих допущений.

Удельный расход топлива и полный к. п. д. турбовинтового двигателя определяются так же, как и для турбореактивного двигателя.

Так же как и в турбореактивных двигателях, удельные параметры турбовинтового двигателя — удельная тяга и удельный расход топлива — сильно зависят от основных параметров рабочего процесса двигателя — степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  и температуры газа перед турбиной  $T_3$ .

Ниже приводятся зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  и температуры газа перед турбиной  $T_3$ , рассчитанные для турбовинтового двигателя при следующих данных:  $\sigma_{\text{дтф}} = 0,98$ ;  $\eta_{\text{ад}} = 0,82$ ;  $\eta'_u = 0,87$ ;  $\sigma_{\text{к.с}} = 0,96$ ;  $\zeta_{\text{к.с}} = 0,98$ ;  $\eta_c = 0,92$ ;  $\eta_m = 0,98$ ;  $\eta_p = 0,95$ ;  $\eta_b = 0,8$ ;  $H_u = 10\,500$  кал/кг.

На рис. 113 показано изменение удельной тяги двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах  $T_3$  в стартовых условиях ( $V = 0$ ;  $H = 0$ ).

С ростом степени увеличения давления  $\pi_0$  удельная тяга возрастает, достигает при определенном значении  $\pi_{\text{опт}}$  максимума и при дальнейшем увеличении  $\pi_0$  уменьшается. С увеличением температуры  $T_3$  удельная тяга двигателя увеличивается, при этом оптимальное значение  $\pi_{\text{опт}}$  повышается.

Значения  $\pi_{\text{опт}}$ , соответствующие максимальной удельной тяге турбовинтового двигателя, совпадают с аналогичными значениями  $\pi_{\text{опт}}$  для турбореактивного двигателя. Объяс-

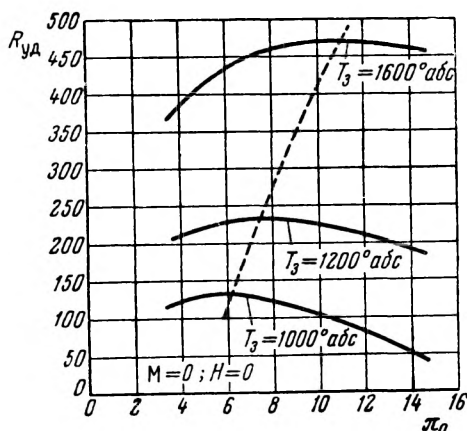


Рис. 113. Изменение удельной силы тяги турбовинтового двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной  $T_3$  для  $M = 0$  и  $H = 0$

няется это тем, что в обоих случаях сила тяги определяется по существу величиной свободной энергии, распределение которой между винтом и реактивным соплом не влияет на величину  $\pi_{\text{опт}}$ .

Удельные тяги турбовинтового двигателя имеют большие величины, намного превышающие величины удельной тяги турбореактивного двигателя. Например, в стартовых условиях ( $V=0$ ;  $H=0$ ) при  $\pi_0=4$  и  $T_3=1200^\circ \text{abc}$  удельная тяга турбореактивного двигателя  $R_{\text{уд}} \approx 63 \text{ кг/кг воздуха}$ , а удельная тяга турбовинтового двигателя при тех же условиях достигает величины  $R_{\text{уд}} \approx 210 \text{ кг/кг воздуха}$ , т. е. примерно в 3,3 раза больше, чем у турбореактивного двигателя.

Еще более заметно увеличение удельной тяги турбовинтового двигателя при высоких температурах  $T_3$ . Так, при  $\pi_0=4$  и  $T_3=1600^\circ \text{abc}$  в стартовых условиях удельная тяга турбовинтового двигателя оказывается более чем в 4,5 раза выше, чем у турбореактивного двигателя.

Столь значительное увеличение удельной тяги турбовинтового двигателя является следствием того, что в турбовинтовом двигателе большая часть свободной энергии газа используется в турбине, приводящей в движение винт, через который проходят большие массы воздуха.

Изменение удельного расхода топлива в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  для различных значений температуры газа перед турбиной  $T_3$  показано на рис. 114. Как видим, при определенном значении степени увеличения давления в компрессоре  $\pi'_{\text{опт}}$  удельный расход топлива имеет минимальное значение. Наличие минимума следует из равенства  $C_{\text{уд}}$ :

$$C_{\text{уд}} = \frac{g_t 3600}{R_{\text{уд}}},$$

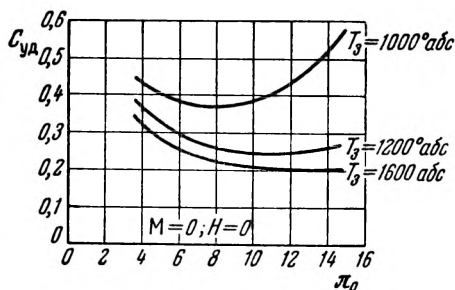


Рис. 114. Изменение удельного расхода топлива турбовинтового двигателя в зависимости от степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при различных температурах газа перед турбиной для  $M=0$  и  $H=0$

из которого видно, что если  $R_{\text{уд}}$  имеет максимум по  $\pi_0$ , то величина  $C_{\text{уд}}$  должна иметь минимум. Однако в связи с тем, что относительный расход топлива  $g_t$  изменяется с изменением  $\pi_0$  (изменяется температура  $T_2$  и, следовательно, разность  $T_3 - T_2$ ), величина  $\pi'_{\text{опт}}$  не совпадает с  $\pi_{\text{опт}}$ .

Оптимальная степень увеличения давления в компрессоре

$\pi'_{\text{опт}}$ , соответствующая минимальному удельному расходу топлива, увеличивается с увеличением температуры  $T_3$ , при этом, чем выше температура  $T_3$ , тем в большем диапазоне изменения  $\pi_0$ , удельный расход топлива остается близким к минимальному.

Так как величина  $\pi'_{\text{опт}}$ , соответствующая минимальному удельному расходу топлива, выше, чем  $\pi_{\text{опт}}$ , при которой достигается максимальная удельная тяга, то благодаря пологому характеру кривой  $C_{\text{уд}}$  в области минимальных значений  $C_{\text{уд}}$  следует выбирать степень увеличения давления в компрессоре, близкую к  $\pi_{\text{опт}}$  по удельной тяге. При этом двигатель будет развивать удельную тягу, близкую к максимальной, и иметь удельный расход топлива, близкий к минимальному. В то же время малые значения  $\pi_0$  обеспечат меньшие габариты и вес двигателя.

Например, при  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  оптимальное значение степени увеличения давления по удельной тяге соответствует величине  $\pi_{\text{опт}} \approx 8$ , а оптимальное значение степени увеличения давления по удельному расходу топлива  $\pi'_{\text{опт}} \approx 10$ . Однако, как видно из рис. 114, удельный расход топлива очень мало меняется в пределах изменения  $\pi_0$  от 8 до 10. Поэтому целесообразно выбрать для двигателя величину  $\pi_0 = 8$ . Если же учесть, что при  $\pi_0 = 8$  к. п. д. компрессора будет выше, чем при  $\pi_0 = 10$ , то разница в удельных расходах топлива может исчезнуть и может даже оказаться, что при  $\pi_0 = 8$  удельный расход топлива будет меньше, чем при  $\pi_0 = 10$ .

Удельный расход топлива турбовинтового двигателя сильно зависит от температуры газа перед турбиной  $T_3$ . С увеличением температуры  $T_3$  удельный расход топлива уменьшается. Так, если при  $T_3 = 1000^\circ \text{ абс}$  и  $\pi_0 = 4$  в статических условиях удельный расход топлива  $C_{\text{уд}} = 0,42 \text{ кг/кг тяги час}$ , то повышение температуры газа до  $T_3 = 1600^\circ \text{ абс}$  приводит к уменьшению удельного расхода топлива до  $C_{\text{уд}} = 0,32 \text{ кг/кг тяги час}$ , т. е. к уменьшению на 24%.

Это обстоятельство указывает на то, что в отличие от турбореактивных двигателей, у которых при данной степени увеличения давления в компрессоре и при температуре газа  $T_3 > T_{30}$  увеличение температуры  $T_3$  приводит к росту  $C_{\text{уд}}$ , в турбовинтовых двигателях повышение температуры газа перед турбиной  $T_3$  всегда вызывает уменьшение удельного расхода топлива и, следовательно, повышение экономичности двигателя.

Это различие в изменении удельного расхода топлива  $C_{\text{уд}}$  в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  для турбореактивных и турбовинтовых двигателей объясняется

тем, что эффективный и полетный к. п. д., определяющие в условиях полета величину  $C_{уд}$ ,

$$C_{уд} = 8,43 \frac{V}{\gamma_e \eta_{п} H_{п}},$$

изменяются по-разному у ТРД и ТВД. У турбореактивного двигателя с ростом  $T_3$  эффективный к. п. д. увеличивается, а полетный уменьшается, в то время как у турбовинтовых двигателей эффективный к. п. д. растет с увеличением температуры  $T_3$ , а полетный к. п. д. (в основном полетный к. п. д. винта) не зависит от температуры и остается постоянным. Поэтому удельный расход топлива у турбовинтового двигателя все время уменьшается с увеличением температуры  $T_3$  (рис. 115).

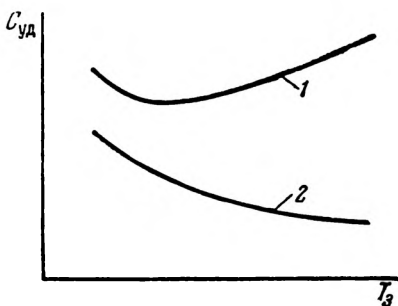


Рис. 115. Изменение удельного расхода топлива турбореактивного и турбовинтового двигателей в зависимости от температуры газа перед турбиной  $T_3$  при  $\pi_0 = \text{const}$ :

1 — изменение  $C_{уд}$  в турбореактивном двигателе; 2 — изменение  $C_{уд}$  в турбовинтовом двигателе

В связи с изложенным повышение температуры газа перед турбиной  $T_3$ , что можно осуществить или с помощью применения охлаждаемых лопаток турбины или изготовления лопатки из более жаропрочных материалов, имеет весьма существенное значение для повышения экономичности турбовинтовых двигателей.

При существующих температурах газа перед турбиной  $T_3 = 1100 \div 1200$  абс и степенях увеличения давления в компрессоре  $\pi_0 = 4 \div 7$  абсолютные значения

удельных расходов топлива в турбовинтовом двигателе значительно ниже, чем в турбореактивном.

Например, в стартовых условиях при  $T_3 = 1200^\circ$  абс и  $\pi_0 = 4$  у турбореактивного двигателя  $C_{уд} = 1,09$  кг/кг тяги час, а у турбовинтового  $C_{уд} = 0,33$  кг/кг тяги час, т. е. примерно в 3,3 раза меньше. Столь заметная разница в экономичности турбореактивного и турбовинтового двигателей объясняется тем, что в турбовинтовом двигателе сила тяги в основном создается винтом, полетный к. п. д. которого значительно выше, чем полетный к. п. д. турбореактивного двигателя, в особенности на малых скоростях полета.

С увеличением скорости полета разница в удельных тягах и удельных расходах топлива между турбореактивным и

турбовинтовыми двигателями уменьшается, так как с увеличением скорости полета полетный к. п. д. турбореактивного двигателя увеличивается.

Так, согласно расчетам для рассматриваемого двигателя при  $M=0,8$  и тех же значениях  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$  и  $\eta_v=0,8$  у турбовинтового двигателя  $R_{уд}=55 \text{ кг/кг воздуха}$  и  $C_{уд}=1,25 \text{ кг/кг тяги час}$ . При тех же условиях у турбореактивного двигателя  $R_{уд}=45 \text{ кг/кг воздуха}$  и  $C_{уд}=1,42 \text{ кг/кг тяги час}$ . Таким образом, при  $M=0,8$  турбовинтовой двигатель по тяговым характеристикам (удельной тяге и удельному расходу топлива) оказывается лучше турбореактивного двигателя уже только в 1,2 раза. На скорости полета  $M=1,5$ , даже при условии сохранения к. п. д. винта на этой скорости полета равным  $\eta_v=0,8$ , турбореактивный двигатель становится выгоднее турбовинтового. На этой скорости полета удельные параметры — удельная тяга и удельный расход топлива — турбореактивного двигателя примерно в  $1,5 \div 1,6$  раза лучше, чем у турбовинтового двигателя.

Следует подчеркнуть, что приведенные сравнительные данные тяговых характеристик относятся к случаю, когда у турбовинтового двигателя и на больших скоростях полета сохраняется заданный высокий к. п. д. винта. Между тем для обычных авиационных винтов уже при  $M=0,7$ , что соответствует скорости полета  $V \approx 800 \text{ км/час}$  у земли, нельзя ожидать сохранения к. п. д. винта  $\eta_v=0,8$ .

В связи с этим турбовинтовой двигатель с обычным винтом потеряет свои преимущества уже при  $M \approx 0,7$ .

Высота полета на удельные параметры турбовинтового двигателя оказывает такое же влияние, как и на удельные параметры турбореактивного двигателя: с высотой полета удельная тяга турбовинтового двигателя увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается, однако с подъемом на высоту показатели турбовинтового двигателя улучшаются более заметно, чем у турбореактивного двигателя. Например, для рассматриваемого турбовинтового двигателя при  $M=0,8$ ,  $\pi_0=4$  и  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$  на высоте  $H=11\,000 \text{ м}$  величина  $R_{уд}=60 \text{ кг/кг воздуха}$  и  $C_{уд}=0,88 \text{ кг/кг тяги час}$ . При тех же условиях у турбореактивного двигателя по характеристикам, рассмотренным ранее, мы имели  $R_{уд}=59 \text{ кг/кг воздуха}$  и  $C_{уд}=1,22 \text{ кг/кг тяги час}$ . Таким образом, на высоте  $H=11\,000 \text{ м}$  при  $M=0,8$  удельная тяга турбовинтового двигателя примерно в 1,5 раза больше, а удельный расход топлива в 1,4 раза меньше, чем у турбореактивного двигателя. На земле же ( $H=0$ ) при той же скорости полета ( $M=0,8$ ) удельные параметры турбовинтового двигателя были только в 1,2 раза выше, чем у турбореактивного двигателя. Объясняется это тем, что с подъемом на высоту увеличивается величина



свободной энергии  $I_{св}$ , которая более рационально используется в турбовинтовом двигателе.

Для сравнения экономичности турбовинтовых двигателей и винто-моторных установок с поршневыми двигателями приведем цифровые данные, иллюстрирующие удельные расходы топлива, отнесенные к тяговой мощности  $C_T$ .

В земных условиях ( $H=0$ ) при  $\pi_0=5$ ,  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$  (эти данные примерно соответствуют современным турбовинтовым двигателям) и скорости полета, соответствующей числу  $M=0,8$ , турбовинтовой двигатель с  $\eta_v=0,8$  обладает удельным расходом топлива

$$C_T = C_{уд} \frac{75}{V} = 1,16 \frac{75}{272} = 320 \text{ г/л. с. час.}$$

Если же, учитывая перспективы развития турбовинтовых двигателей, принять  $\pi_0=8 \div 10$  и  $T_3=1600^\circ \text{ абс}$ , то при тех же условиях полета ( $H=0$ ;  $M=0,8$ )

$$C_T = C_{уд} \frac{75}{V} = 0,9 \frac{75}{272} = 250 \text{ г/л. с. час.}$$

Применение в турбовинтовом двигателе регенерации тепла может еще более снизить удельный расход топлива. Расчеты показывают, что при высоких температурах газа ( $T_3 > 1500^\circ \text{ абс}$ ) применение регенерации тепла может привести к снижению удельных расходов топлива на  $20 \div 22\%$ . Вместе с тем из-за регенератора двигатель будет более тяжелым и конструктивно более сложным.

Для современных бензиновых поршневых двигателей средние значения удельных расходов топлива

$$C_e = 225 \text{ г/л. с. час.},$$

$$C_T = \frac{C_e}{\eta_v} = \frac{225}{0,8} = 280 \text{ г/л. с. час.}$$

Эти данные показывают, что турбовинтовые двигатели при высоких значениях  $\pi_0$  и  $T_3$  являются весьма перспективными авиационными двигателями.

В заключение отметим, что тяговые качества турбовинтовых двигателей, особенно на больших скоростях полета, в значительной степени определяются характеристиками винтов.

Как уже указывалось, существующие обычные винты сохраняют высокое значение к. п. д. лишь до скоростей полета  $V=800 \text{ км/час}$ , что соответствует числу  $M=0,7$  у земли.

Дальнейшее повышение скорости полета приводит к резкому понижению к. п. д. таких винтов и значительному ухудшению в связи с этим тяговых характеристик турбовинтовых двигателей.

Однако следует иметь в виду, что при современном состоянии винтовой техники можно ожидать создания новых скоростных винтов, которые будут обладать высокими к. п. д. и на больших скоростях полета (при  $M \geq 1,0$ ).

Коротко перспективы создания винтов, обладающих высоким к. п. д. на больших скоростях полета, сводятся к следующему<sup>1</sup>.

Воздушный винт представляет собой крыло, работающее в более сложных условиях, чем обычное крыло самолета, так как винт не только поступательно перемещается вместе с самолетом, но и одновременно вращается (рис. 116).

Истинная скорость  $c_r$  элемента лопасти винта, расположенного на радиусе  $r$ , представляет собой результирующую двух скоростей: скорости полета  $V$  и окружной скорости  $u_r$ .

Из треугольника скоростей на рис. 116 имеем:

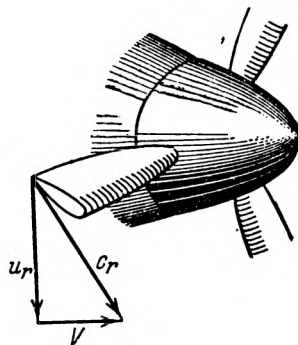


Рис. 116. К определению истинной скорости  $c_r$  элемента лопасти винта.

$$c_r = \sqrt{V^2 + u_r^2}$$

Так как  $u_r$  зависит от положения (радиуса) рассматриваемого сечения, то каждый элемент лопасти винта работает при своем числе

$$M_r = \frac{c_r}{a},$$

где  $a$  — скорость звука.

Очевидно, наибольшее значение числа  $M_r$  будет на конце лопасти, т. е. при  $r = R$ , где  $M_R = \frac{c_R}{a}$ .

Изменение величины  $M_r$  вдоль лопасти винта изображено на рис. 117 — величина  $M_r$  возрастает от центра к периферии лопасти. На этом же рисунке изображено изменение числа  $M_{кр}$  — критического числа  $M$  профиля винта. Критическим числом  $M_{кр}$  профиля является число  $M$ , соответствующее скорости полета, при котором на профиле появляется местная скорость, равная скорости звука. Как известно, элементы лопасти винта имеют различные профили. В корневой части винта применяются толстые профили с малыми значениями

<sup>1</sup> Левинсон Я. И. — Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1948 г.

$M_{кр}$ , а на конце лопасти ставят обычно тонкие профили с большими значениями  $M_{кр}$ . Там, где при данной скорости полета  $M_r > M_{кр}$ , возникает волновой кризис (местные сверхзвуковые скорости), который приводит к значительному увеличению сопротивления винта. Заштрихованные области на рис. 117 показывают участки винта, на которых при данной скорости полета имеет место волновой кризис.

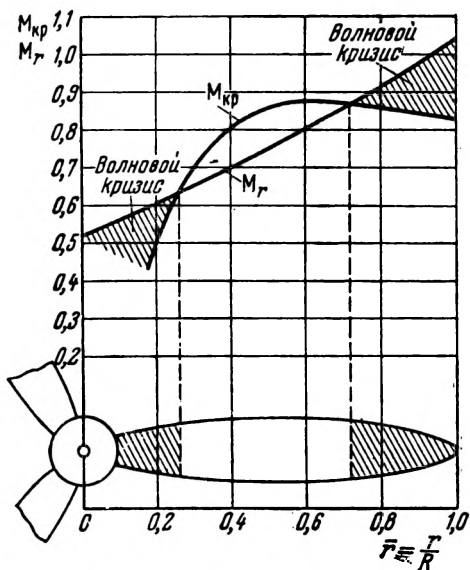


Рис. 117. Изменение чисел  $M_r$  и  $M_{кр}$  вдоль лопасти винта

этом около половины всех потерь приходится на волновые потери, связанные с образованием на лопасти винта местных скачков уплотнения, сопровождающихся часто срывом потока.

С увеличением скорости полета волновые потери на винте быстро увеличиваются, и к. п. д. винтов на больших скоростях полета оказывается весьма низким. Расчеты показывают, что при скорости полета  $V = 1000$  км/час к. п. д. существующих винтов  $\eta_v = 0,35 \div 0,40$ .

Наиболее простой путь к улучшению аэродинамических качеств винта, предназначенного для скоростного самолета, заключается в разработке и применении специальных скоростных винтовых профилей, обладающих высокими значениями  $M_{кр}$ . Такие профили имеют минимально допустимую по прочности толщину. Представление о скоростном профиле лопасти винта и его отличии от обычного профиля дает рис. 118.

При увеличении скорости полета участки лопасти, охваченные волновым кризисом, расширяются. Начиная с некоторой скорости полета, волновой кризис охватывает всю лопасть винта. В этом случае кривая  $M_r$  расположится всюду выше кривой  $M_{кр}$ , — сопротивление винта сильно возрастет и к. п. д. винта резко понизится.

К. п. д. современных винтов имеет значение  $\eta_v = 0,80$ . Следовательно, 20% мощности двигателя затрачивается на профильное, индуктивное и волновое сопротивление винта при

Помимо изменения профиля лопасти винта, в настоящее время проектируются так называемые саблевидные винты. В таких винтах применяется принцип стреловидности — концы

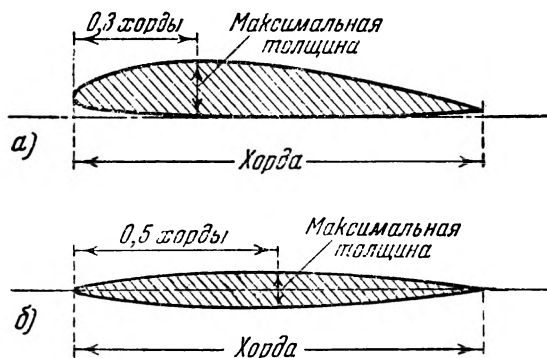


Рис. 118. Профили лопасти винта:  
а — обычный профиль; б — скоростной профиль

лопастей отгибаются назад, в сторону, противоположную вращению, примерно на  $45^\circ$ .

Результаты экспериментального исследования одного из подобных саблевидных винтов показаны на рис. 119, где приводится кривая изменения к. п. д. винта в зависимости от конечного числа  $M_R$  (кривая 2). Кривая 1 на рис. 119 характеризует изменение к. п. д. в зависимости от числа  $M$  для обычного винта.

Данные рис. 119 показывают, что саблевидный винт имеет к. п. д. выше 70% до конечных чисел  $M_R = 1,2$ , в то время как при  $M_R = 1,2$  к. п. д. обычного винта  $\eta_b \approx 0,5$ .

Кроме разработки аэродинамических форм винтов, которые задерживали бы развитие волнового кризиса на лопасти до возможно больших скоростей полета,

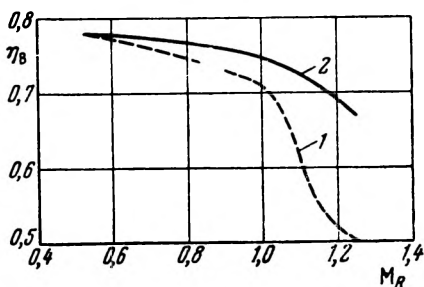


Рис. 119. Изменение к. п. д. винта в зависимости от конечного числа  $M_R$ :

1 — изменение к. п. д. обычного винта; 2 — изменение к. п. д. саблевидного винта

## ГЛАВА VI

# ДВУХКОНТУРНЫЕ ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ДТРД)

### § 16. Принцип действия и особенности двухконтурного двигателя

С целью исключения винта, который на больших скоростях полета обладает плохим коэффициентом полезного действия, можно составить схемы двигателей, в которых отсутствует винт, но имеется второй контур с низконапорным компрессором. Такие двигатели называются *двухконтурными турбореактивными двигателями*. Одна из возможных схем подобных двигателей изображена на рис. 120.

Двигатель имеет два контура — внутренний и внешний. Рабочий процесс во внутреннем контуре аналогичен рабочему процессу турбовинтового двигателя. Мощность турбины превышает мощность компрессора внутреннего контура, избыток мощности турбины расходуется на привод в движение компрессора внешнего контура. Компрессор внешнего контура является по существу высокооборотным и высоконапорным винтом, заключенным в туннель, через который проходит дополнительное количество воздуха.

Как и в турбовинтовом двигателе, дополнительные массы воздуха, проходящие через двухконтурный двигатель, увеличивают силу тяги по сравнению с обычным турбореактивным двигателем, которым является внутренний контур при условии равенства мощностей турбины и компрессора внутреннего контура.

Однако, как будет показано в дальнейшем, удельная тяга двухконтурного двигателя меньше, чем у обычного турбореактивного двигателя. Поэтому при одном и том же миделе двигателя двухконтурный двигатель обладает меньшей силой тяги.

Зато двухконтурный двигатель по сравнению с турбореактивным двигателем до некоторой скорости полета дает меньшие удельные расходы топлива  $C_{уд}$  в связи с меньшими скоростями истечения из внешнего контура.

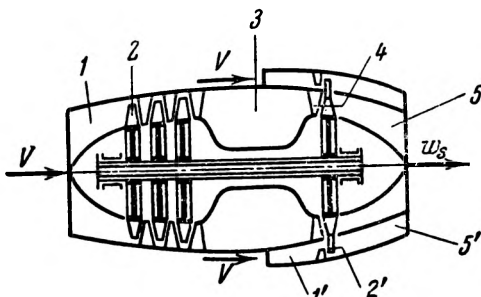


Рис. 120. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя:

1 — диффузор внутреннего контура; 2 — компрессор внутреннего контура; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — реактивное сопло внутреннего контура; 1' — диффузор внешнего контура; 2' — компрессор внешнего контура; 5' — реактивное сопло внешнего контура

Характеристики двухконтурного двигателя по удельным расходам топлива  $C_{уд}$  занимают промежуточное положение между турбореактивным и турбовинтовыми двигателями.

С увеличением скорости полета преимущества двухконтурного двигателя по экономичности (относительно турбореактивного двигателя) уменьшаются и при некоторой скорости полета совсем исчезают.

Следует отметить, что расположение компрессора внешнего контура, заменяющего винт, в туннеле позволяет сохранять высокий к. п. д. компрессора на больших скоростях, а также в случае необходимости увеличивать силу тяги путем сжигания дополнительного топлива за компрессором внешнего контура.

Высокие обороты компрессора внешнего контура дают возможность освободиться от редуктора, что значительно упрощает конструкцию двигателя.

Однако так как характеристики двухконтурного двигателя при малых и средних скоростях полета занимают промежуточное положение между турбореактивным и турбовинтовыми двигателями, а на больших скоростях не имеют преимуществ перед турбореактивным двигателем (если не касаться возможности форсирования двигателя путем сжигания топлива во внешнем контуре и других специальных вопросов), то двух-

контурные турбореактивные двигатели пока не получили широкого распространения.

Сила тяги двухконтурного турбореактивного двигателя определяется по формуле:

$$R = \frac{G_B}{g} (w_5 - V) + \frac{G_H}{g} (w_{5H} - V), \quad (75)$$

где  $G_B$  — количество воздуха, проходящего через внутренний контур;

$G_H$  — количество воздуха, проходящего через внешний (наружный) контур;

$w_5$  — скорость истечения из сопла внутреннего контура;

$w_{5H}$  — скорость истечения из сопла внешнего (наружного) контура.

Удельная тяга двухконтурного двигателя, т. е. сила тяги, отнесенная к общему расходу воздуха, проходящему через внутренний и наружный контуры:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_B + G_H} = \frac{G_B}{G_B + G_H} \frac{w_5 - V}{g} + \frac{G_H}{G_B + G_H} \frac{w_{5H} - V}{g}$$

или

$$R_{уд} = \frac{1}{1 + \frac{G_H}{G_B}} \frac{w_5 - V}{g} + \frac{\frac{G_H}{G_B}}{1 + \frac{G_H}{G_B}} \frac{w_{5H} - V}{g}$$

Обозначая через  $m = \frac{G_H}{G_B}$ , получим:

$$R_{уд} = \frac{1}{1 + m} \frac{w_5 - V}{g} + \frac{m}{1 + m} \frac{w_{5H} - V}{g}. \quad (76)$$

Расход топлива  $g_T$ , отнесенный к 1 кг воздуха, проходящего только через внутренний контур двигателя, определяется из уравнения:

$$g_T H_u \xi_{K.c} = (1 + g_T) c_{pT} (T_3 - T_2),$$

откуда

$$g_1 = \frac{c_{pT} (T_3 - T_2)}{H_u \xi_{K.c} - c_{pT} (T_3 - T_2)}. \quad (77)$$

Общий расход топлива в секунду

$$G_T = g_1 G_B. \quad (78)$$

Удельный расход топлива, отнесенный к единице силы тяги, находится по формуле:

$$C_{уд} = \frac{G_T 3600}{R} = \frac{g_T 3600}{R_{уд}(1+m)}, \quad (79)$$

где

$$m = \frac{G_H}{G_B}$$

## § 17. Характеристики двухконтурного двигателя

Так же как и в турбореактивном двигателе, удельная тяга и удельный расход топлива в двухконтурном турбореактивном двигателе зависят от степени увеличения давления в компрессоре, температуры газа перед турбиной  $T_3$ , коэффициентов полезного действия компрессора и турбины и коэффициентов, учитывающих потери в основных элементах двигателя — диффузоре, камере сгорания, реактивном сопле, а также от условий полета — скорости и высоты полета.

Влияние указанных параметров на удельную тягу и удельный расход топлива двухконтурного турбореактивного двигателя такое же, как и у турбореактивного двигателя.

Кроме указанных параметров, на удельную тягу и удельный расход топлива в двухконтурном турбореактивном двигателе оказывает влияние соотношение количества воздуха, поступающего во внутренний и наружный контуры, и распределение свободной энергии газа за турбиной внутреннего контура между реактивным соплом внутреннего контура и турбиной внешнего контура.

Рассмотрим характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя (без сжигания топлива во внешнем контуре) по соотношению количества воздуха, проходящего через внутренний и внешний контуры, и распределению свободной энергии газа за турбиной, приводящей в движение компрессор внутреннего контура.

Соотношение между количествами воздуха, проходящего через внутренний и наружный контуры двигателя, можно определить отношением:

$$m = \frac{G_H}{G_B}. \quad (80)$$

Случай  $m = 1$  соответствует равенству количества воздуха, проходящего через наружный и внутренний контуры, т. е.  $G_H = G_B$ .

Случай  $m > 1$  означает, что через наружный контур проходит больше воздуха, чем через внутренний, т. е.  $G_H > G_B$ .



Равенство  $m=0$  соответствует турбореактивному двигателю, так как в этом случае  $G_H=0$ , а весьма большие значения  $m$  соответствуют турбовинтовому двигателю, в котором через винт проходит значительно большее количество воздуха, чем через двигатель.

Распределение свободной энергии газа за турбиной внутреннего контура характеризуется отношением:

$$n = \frac{l_c}{l_{св}}, \quad (81)$$

где  $l_c$  — работа истечения 1 кг газов из сопла внутреннего контура;

$l_{св}$  — свободная энергия газов за турбиной, приводящей в движение компрессор внутреннего контура, т. е. работа, соответствующая расширению 1 кг газа от давления  $p_4$  за турбиной, приводящей в движение компрессор внутреннего контура, до давления  $p_5$  в выходном сечении сопла.

Величина  $n$  может изменяться в пределах  $n=0 \div 1$ .

Равенство  $n=0$  соответствует предельному случаю, когда вся энергия газов передается наружному контуру. Практического значения этот случай не имеет, так как при нем скорость истечения из сопла внутреннего контура  $w_5=0$ .

Случай  $n=1$  соответствует равенству  $l_c = l_{св}$ . В этом случае вся свободная энергия расходуется на увеличение кинетической энергии истечения во внутреннем контуре. Очевидно, равенство  $n=1$  соответствует турбореактивному двигателю.

Следует иметь в виду, что различным значениям  $n$  в двухконтурном турбореактивном двигателе соответствуют различные значения степени увеличения давления  $\pi'_K$  в компрессоре внешнего контура; при этом величина  $\pi'_K$  увеличивается с уменьшением  $n$ .

Как показывают расчеты, удельная тяга и удельный расход топлива у двухконтурного двигателя зависят от величины  $n$ , характеризующей распределение свободной энергии газа между внутренним и внешним контурами. С увеличением величины  $n$  и приближением ее к единице, что указывает на увеличение части свободной энергии, идущей на работу истечения во внутреннем контуре, и, следовательно, на приближение двухконтурной схемы к простому турбореактивному двигателю, удельная тяга и удельный расход топлива двигателя увеличиваются. Практически, однако, распределение свободной энергии в пределах  $n=0,5 \div 0,7$  дает почти одинаковые величины удельной тяги и удельного расхода топлива у двухконтурного двигателя при всех значениях отношения

$$m = \frac{G_H}{G_B}.$$

Поэтому в приводимых ниже характеристиках величина  $n$  принята равной  $n=0,7$ .

На рис. 121 показано изменение удельной тяги двухконтурного двигателя, полученное расчетом в зависимости от соотношения количества воздуха, проходящего через внутренний и наружный контуры при  $n=0,7$  для степени увеличения давления в компрессоре внутреннего контура  $\pi_0=6$ .

Графики построены для статических условий ( $V=0$  и  $H=0$ ). Сплошные линии соответствуют температуре газа перед турбиной  $T_3=1200^\circ \text{ абс}$ , а пунктирные —  $T_3=1600^\circ \text{ абс}$ . Гори-

зонтальные линии ( $n=1$ ) показывают величины удельной тяги при тех же условиях у простого турбореактивного двигателя.

Как показывают графики, удельная тяга двухконтурного турбореактивного двигателя при всех значениях  $m$  оказывается меньше, чем удельная тяга простого турбореактивного двигателя.

Такой результат является естественным и объясняется тем, что во внешнем контуре в связи с меньшей температурой перед соплом скорость истечения  $w_{\text{вн}}$  меньше, чем во внутреннем контуре.

При данном распределении свободной энергии газов между внутренним и внешним контурами, т. е. данном значении  $n$ , удельная тяга двухконтурного двигателя уменьшается с увеличением отношения  $m = \frac{G_{\text{н}}}{G_{\text{в}}}$ , т. е. с увеличением количества воздуха, проходящего через внешний контур, что является результатом истечения большей части воздуха с меньшей скоростью  $w_{\text{вн}}$ .

Уменьшение удельной тяги двухконтурного двигателя по сравнению с турбореактивным практически оказывается одинаковым при всех принятых в расчете степенях увеличения

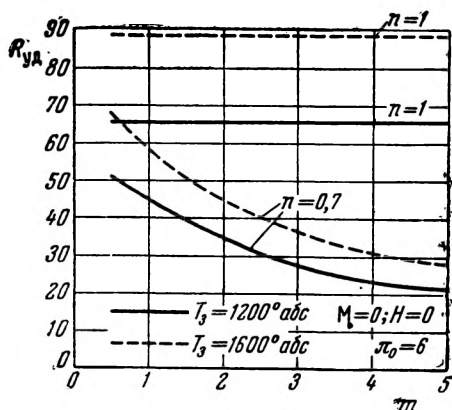


Рис. 121. Изменение удельной силы тяги ДТРД в зависимости от соотношения количеств воздуха, проходящего через внутренний и наружный контуры, при  $n=0,7$ ,  $T_3=1200$  и  $1600^\circ \text{ абс}$ ,  $M=0$ ,  $H=0$  для степени увеличения давления в компрессоре внутреннего контура  $\pi_0=6$



Понижение удельного расхода топлива двухконтурного двигателя по сравнению с турбореактивным двигателем оказывается одинаковым для всех принятых в расчете степеней увеличения давления в компрессоре внутреннего контура  $\pi_0$  и температур газа перед турбиной внутреннего контура  $T_3$ .

В таблице 4 приводятся данные удельных расходов топлива двухконтурного и простого турбореактивного двигателей для  $m=3$  и  $n=0,7$ .

Таблица 4

	$T_3 = 1200^\circ \text{abc}$			$T_3 = 1600^\circ \text{abc}$		
	$\pi_0 = 4$	$\pi_0 = 6$	$\pi_0 = 10$	$\pi_0 = 4$	$\pi_0 = 6$	$\pi_0 = 10$
$C_{уд}$ турбореактивного	1,09	0,94	0,80	1,37	1,19	1,04
$C_{уд}$ двухконтурного	0,64	0,58	0,5	0,82	0,72	0,62
$C_{уд}$ двухконтурного	59,0	61,5	62,0	60,0	60,0	60,0
$C_{уд}$ турбореактивного %						

Как показывают эти данные, при всех значениях  $\pi_0$  и  $T_3$  величина  $C_{уд}$  двухконтурного двигателя в процентах от  $C_{уд}$  турбореактивного двигателя остается практически одинаковой и для  $m=3$  и  $n=0,7$  составляет около 60%.

Следует указать, что хотя удельный расход топлива двухконтурного двигателя и уменьшается непрерывно с увеличением отношения  $m = \frac{G_H}{G_B}$ , однако при  $m > 3$  изменение его становится менее заметным. Так, с увеличением  $m$  от  $m=3$  до  $m=5$  при  $\pi_0=4$  и  $T_3=1200^\circ \text{abc}$  удельный расход уменьшается с  $C_{уд}=0,64$  до  $C_{уд}=0,6 \text{ кг/кг тяги час}$ , а при увеличении  $m$  от  $m=1$  до  $m=3$  удельный расход снижается с  $C_{уд}=0,86$  до  $C_{уд}=0,64 \text{ кг/кг тяги час}$ .

Показатели двухконтурного двигателя на большой скорости полета значительно ухудшаются.

Действительно, при  $M=0$  и  $T_3=1200^\circ \text{abc}$  удельная тяга двухконтурного двигателя и удельный расход топлива составляли соответственно 41 и 60% от удельной тяги и удельного расхода топлива простого турбореактивного двигателя, а при  $M=0,8$ , как показывают расчеты, удельная тяга двухконтурного двигателя составляет только 27% от удельной тяги турбореактивного двигателя, а удельный расход — 95%, т. е. почти равен удельному расходу топлива в турбореактивном двигателе.

Следует указать, что при скорости полета, соответствующей числу  $M=0,8$ , удельный расход топлива двухконтурного двигателя мало изменяется при увеличении отношения  $m$ , начиная с  $m=2$ .

На больших высотах полета характер изменения удельной тяги и удельного расхода топлива, в зависимости от отношения  $m=\frac{G_n}{G_b}$ , аналогичен изменениям  $R_{уд}$  и  $C_{уд}$  на земле при той же скорости полета. При этом удельные параметры двухконтурного двигателя по высоте изменяются в той же степени, как и у простого турбореактивного двигателя.

Характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя показывают, что увеличение количества воздуха, проходящего через внешний контур, приводит, с одной стороны, к уменьшению удельной тяги двухконтурного двигателя, а с другой стороны, — к уменьшению удельного расхода топлива, т. е. к повышению экономичности двухконтурного двигателя.

Однако в то время как удельная тяга непрерывно уменьшается по мере увеличения количества воздуха, проходящего через внешний контур, удельный расход топлива при  $m > 3$  в условиях старта ( $V=0$ ) и при  $m > 2$  в условиях полета ( $M=0,8$ ) изменяется незначительно.

Вместе с тем увеличение отношения  $m=\frac{G_n}{G_b}$ , уменьшая удельную тягу, увеличивает количество воздуха, который должен проходить через внешний контур, что приводит к увеличению миделя и веса двигателя.

Поэтому оптимальной величиной отношения  $m$  должна быть такая минимальная величина, при которой удельная тяга еще имеет достаточную величину, а удельный расход топлива близок к своему минимальному значению.

Характеристики двухконтурных двигателей показывают, что оптимальное отношение  $m=\frac{G_n}{G_b}$  в этих двигателях лежит в пределах  $m=2 \div 3$ .

Величины  $m$ , близкие к  $m=3$ , являются оптимальными на относительно малых скоростях полета, а меньшие величины, близкие к  $m=2$ , обеспечивают наиболее выгодную работу двухконтурного двигателя на больших скоростях полета (при  $M=0,8 \div 1,0$ ).

Что касается величины  $n$ , определяющей распределение свободной энергии между внутренним и внешним контурами, то, как показывают характеристики двухконтурного двигателя, величины  $n$  лежат в пределах  $n=0,5 \div 0,7$ . При этих значениях  $n$  получаются приемлемые величины удельной тяги и обеспечиваются наименьшие удельные расходы топлива.

Следует иметь в виду, что уменьшение  $n$  при данном значении  $m$  приводит к более высоконапорному компрессору

внешнего контура и, следовательно, к усложнению и утяжелению конструкции двигателя.

На основании изложенного можно прийти к следующим выводам в отношении использования двухконтурных турбореактивных двигателей.

По сравнению с турбореактивным двигателем двухконтурный двигатель обладает меньшей удельной тягой. Следовательно, при заданной абсолютной силе тяги двухконтурный турбореактивный двигатель по сравнению с простым турбореактивным двигателем будет иметь больший мидель и вес.

Вместе с тем двухконтурный турбореактивный двигатель обладает меньшим удельным расходом топлива и, следовательно, является более экономичным.

Однако эта положительная сторона двухконтурного двигателя имеет место только на относительно малых скоростях полета. Уже при  $M=0,8$  двухконтурный двигатель по экономичности почти сравнивается с простым турбореактивным двигателем, а по удельной тяге имеет очень низкие показатели.

С высотой полета удельные параметры двухконтурного двигателя изменяются так же, как у простого турбореактивного двигателя.

В связи с изложенным в настоящее время двухконтурный турбореактивный двигатель не получил применения в авиации.

В заключение еще раз отметим, что полученные выше характеристики и выводы относятся лишь к двухконтурным турбореактивным двигателям без сжигания топлива во внешнем контуре.

При форсировании двухконтурных двигателей путем сжигания топлива во внешнем контуре возможности использования таких двигателей, в особенности на сверхзвуковых скоростях полета, могут расширяться.

## ГЛАВА VII

### СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО УДЕЛЬНЫМ ПАРАМЕТРАМ

Газотурбинные авиационные двигатели, к которым относятся турбореактивные, турбовинтовые и двухконтурные двигатели, имеют весьма важное значение для развития современной авиации и авиации ближайшего будущего.

Поэтому целесообразно привести сравнительную оценку качеств различных газотурбинных двигателей, определив возможные области их применения.

Полученные характеристики удельных параметров различных типов газотурбинных двигателей позволяют произвести такую их оценку по удельным тягам и удельным расходам топлива и сделать некоторые выводы, которые могут иметь практическое значение при определении дальнейших перспектив развития рассматриваемых авиационных двигателей.

На рис. 123 и 124 построены графики изменений удельных тяг и удельных расходов топлива в зависимости от числа  $M$ , т. е. от скорости полета, в земных условиях ( $H = 0$ ) для трех типов газотурбинных двигателей: турбореактивного двигателя (ТРД), двухконтурного турбореактивного двигателя без сжигания топлива во внешнем контуре (ДТРД) и турбовинтового двигателя (ТВД). Графики построены для степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0 = 4$  и температуры газов перед турбиной  $T_3 = 1200$  и  $1600^\circ \text{ абс.}$  При оценке удельных параметров турбовинтового двигателя к. п. д. винта на всех скоростях полета считался постоянным.

Как показывают графики на рис. 123, по величине удельной тяги  $R_{уд}$  (сила тяги, отнесенная к 1 кг воздуха, проходящего через двигатель) при  $\pi_0 = 4$  и  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс.}$  до чисел  $M = 1,0$  наиболее выгодным двигателем в случае сохранения постоянным к. п. д. винта является турбовинтовой двигатель.

Этот двигатель в пределах  $M=0 \div 1,0$  развивает наибольшую удельную тягу  $R_{уд}$ . Турбореактивный двигатель в диапазоне скоростей полета  $M=0 \div 1,0$  дает меньшие значения удельной тяги и лишь при  $M > 1,0$  развивает удельную тягу большую, чем турбовинтовой двигатель.

Двухконтурный турбореактивный двигатель без дожигания по величине удельной тяги  $R_{уд}$  сильно отстает от турбореактивного и особенно турбовинтового двигателя и на всех скоростях полета в пределах чисел  $M=0 \div 1,5$  развивает удельную тягу значительно

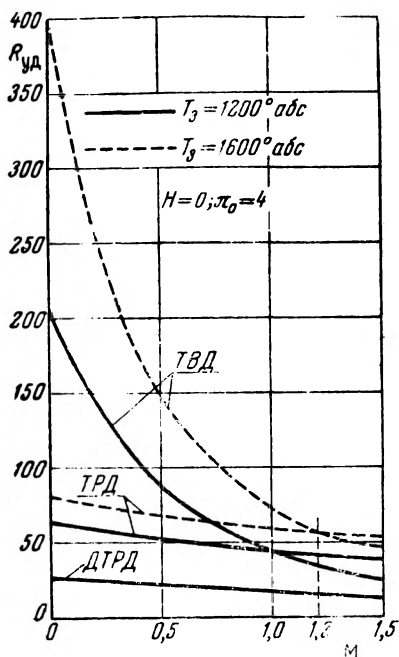


Рис. 123. Изменение удельной тяги турбореактивного, турбовинтового и двухконтурного турбореактивного двигателей в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $H=0$ ,  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1200$  и  $1600^\circ absc$

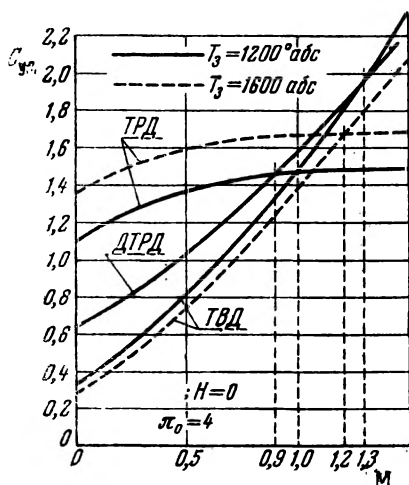


Рис. 124. Изменение удельного расхода топлива турбореактивного, турбовинтового и двухконтурного турбореактивного двигателей в зависимости от скорости полета (числа  $M$ ) при  $H=0$ ,  $\pi_0=4$ ,  $T_3=1200$  и  $1600^\circ absc$

меньшую, чем турбореактивный и турбовинтовой двигатели.

По удельному расходу топлива  $C_{уд}$ , как это видно из рис. 124, турбовинтовой двигатель в пределах чисел  $M=0 \div 1,0$  (при  $\pi_0=4$  и  $T_3=1200^\circ absc$ ) имеет наилучшие показатели.



Наибольший удельный расход топлива в этих условиях дает простой турбореактивный двигатель. Двухконтурный турбореактивный двигатель по удельному расходу топлива занимает среднее положение и в пределах чисел  $M = 0 \div 0,9$  оказывается более экономичным, чем простой турбореактивный двигатель, и менее экономичным, чем турбовинтовой двигатель.

Как по удельной тяге, так и по удельному расходу топлива преимущество турбовинтового двигателя по сравнению с простым турбореактивным двигателем уменьшается с увеличением скорости полета. При  $M = 1,0$  турбовинтовой двигатель по удельной тяге и удельному расходу топлива сравнивается с турбореактивным двигателем, а при  $M > 1,0$  последний становится выгоднее турбовинтового двигателя как по величине удельной тяги, так и по удельному расходу топлива.

Преимущества турбовинтового двигателя усиливаются с увеличением температуры газов перед турбиной  $T_3$ .

На рис. 123 и 124 пунктирными линиями изображены изменения удельной тяги и удельного расхода топлива для турбовинтового и турбореактивного двигателей при температуре газов перед турбиной  $T_3 = 1600^\circ \text{ абс}$  (сплошными линиями — при температуре  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$ ). Как видим, с повышением температуры  $T_3$  преимущества турбовинтового двигателя сохраняются до больших скоростей полета. Так, при  $T_3 = 1600^\circ \text{ абс}$  турбореактивный двигатель сравнивается с турбовинтовым двигателем только при  $M = 1,2$ .

В то время как с повышением температуры газов перед турбиной  $T_3$  у турбовинтового двигателя удельная тяга увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается, т. е. двигатель становится более эффективным и более экономичным, у турбореактивного двигателя с повышением температуры  $T_3$  увеличиваются и удельная тяга и удельный расход топлива — двигатель становится более эффективным по удельной тяге, но одновременно менее экономичным.

Сравнение двухконтурного турбореактивного двигателя с турбовинтовым двигателем при  $T_3 = 1200^\circ \text{ абс}$  показывает, что по удельным параметрам — удельной тяге и удельному расходу топлива — в пределах изменения чисел  $M = 0 \div 1,3$  двухконтурный двигатель оказывается менее выгодным, чем турбовинтовой двигатель. По сравнению же с простым турбореактивным двигателем двухконтурный двигатель имеет меньшую удельную тягу, но обладает меньшим удельным расходом топлива в пределах изменения  $M = 0 \div 0,9$ .

Расчеты показывают, что на высоте полета  $H = 11\,000 \text{ м}$  качественно соотношение удельных параметров различных газотурбинных двигателей остается таким же, как и на земле ( $H = 0$ ). Однако на высоте преимущества турбовинтового двигателя по сравнению с простым турбореактивным двига-

телем сохраняются до больших значений скорости полета, чем на земле, что объясняется уменьшением полетного к. п. д.

$\eta_{\text{п}} = \frac{N_{\text{т}}}{N_{\text{е}}}$  турбореактивного двигателя с высотой полета.

На высоте полета  $H = 11\,000$  м турбореактивный двигатель по удельной тяге и удельному расходу топлива сравнивается с турбовинтовым двигателем при  $M = 1,4$ , в то время как на земле это происходило при  $M = 1,0$ .

Так же как и на земле, с повышением температуры газов перед турбиной  $T_3$  преимущества турбовинтового двигателя сохраняются до больших скоростей полета. При  $T_3 = 1600^\circ \text{ абс}$  турбовинтовой двигатель оказывается выгоднее, чем турбореактивный двигатель до  $M = 1,7$ .

Выводы, сделанные в отношении двухконтурного турбореактивного двигателя для земных условий, сохраняются и для высоты полета  $H = 11\,000$  м. Однако на высоте  $H = 11\,000$  м двухконтурный двигатель оказывается выгоднее турбореактивного по  $C_{\text{уд}}$  до  $M = 1,2$ .

Расчеты показывают, что повышение степени увеличения давления в компрессоре  $\pi_0$  при той же температуре газов перед турбиной приводит к улучшению удельных параметров у всех газотурбинных двигателей, особенно в земных условиях: удельные тяги повышаются, а удельные расходы топлива уменьшаются.

Взаимное же расположение зависимостей удельных параметров от скорости полета различных газотурбинных двигателей при всех степенях увеличения давления в компрессоре ( $\pi_0 = 4 \div 10$ ) остается одинаковым.

Следует указать, что полученные результаты сравнения различных газотурбинных двигателей по удельным параметрам — удельной тяге и удельному расходу топлива — являются справедливыми в отношении турбовинтовых двигателей лишь при условии, что на всех рассматриваемых числах  $M$  к. п. д. винта остается постоянным, а в отношении двухконтурных двигателей — при отсутствии сжигания топлива во внешнем контуре.

Если же к. п. д. винта остается постоянным лишь до скорости полета  $V = 800 \div 850 \text{ км/час}$  ( $M = 0,65 \div 0,7$ ), а в дальнейшем резко понижается, преимущества турбовинтового двигателя сохраняются только до чисел  $M = 0,65 \div 0,7$ .

В случае создания скоростных винтов область применения турбовинтовых двигателей значительно расширится в сторону больших скоростей полета.

Следует иметь в виду также возможность форсирования турбореактивных и двухконтурных двигателей путем сжигания топлива за турбиной или за компрессором внешнего контура.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Стечкин Б. С. — Теория воздушного реактивного двигателя. Техника Воздушного флота № 2, 1929 г.
2. Иноземцев Н. В. и Зуев В. С. — Авиационные газотурбинные двигатели. Оборонгиз, 1949 г.
3. Абрамович Г. П. — Прикладная газовая динамика. ГИТЛ, 1951 г.
4. Уваров В. В. — Характеристика газовой авиационной турбины с винтом. Оборонгиз, 1946 г.
5. Левинсон Я. И. — Аэродинамика больших скоростей. Оборонгиз, 1948 г.
6. Холщевников К. В. — Выбор параметров и расчет осевого компрессора. Оборонгиз, 1949 г.
7. Жирицкий Г. С. — Авиационные газовые турбины. Оборонгиз, 1950 г.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
<b>Предисловие</b>	3
<b>Введение</b>	5
<b>Глава I. Типы современных авиационных двигателей и параметры, определяющие их качества</b>	
§ 1. Классификация авиационных двигателей	18
§ 2. Сила тяги реактивных двигателей	24
§ 3. Основные параметры двигателей	30
<b>Глава II. Ракетные двигатели</b>	
§ 4. Ракетные двигатели твердого топлива	40
§ 5. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) ..	52
<b>Глава III. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД)</b>	
§ 6. Устройство и рабочий процесс прямоточного двигателя	65
§ 7. Процесс динамического сжатия и потери в прямоточном двигателе . . . . .	70
§ 8. Характеристики прямоточного двигателя	80
<b>Глава IV. Турбореактивные двигатели (ТРД)</b>	
§ 9. Устройство и принцип действия турбореактивного двигателя	92
§ 10. Рабочий процесс турбореактивного двигателя	96
§ 11. Оценка качеств и характеристики турбореактивного двигателя	126
§ 12. Основы регулирования турбореактивных двигателей	149
§ 13. Форсирование турбореактивных двигателей	161
<b>Глава V. Турбовинтовые двигатели (ТВД)</b>	
§ 14. Устройство и рабочий процесс турбовинтового двигателя....	167
§ 15. Оценка качеств и характеристики турбовинтового двигателя	173
<b>Глава VI. Двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД)</b>	
§ 16. Принцип действия и особенности двухконтурного двигателя	185
§ 17. Характеристики двухконтурного двигателя	188
<b>Глава VII. Сравнительная оценка газотурбинных двигателей по удельным параметрам</b>	
	195
<b>Литература</b>	



Редактор Я. Котляр.

Техн. ред. А. Чистяков

Г-80846 Слано в произв. 18/VIII—1951 г. Подп. к печати 20/VIII—1952 г.

Бумага  $60 \times 92\frac{1}{16} = 6,25$  б. л. — 12,5 п. л.

Зак 837

Цена 6 р. + 1 р. переплет. Номинал по прејскуранту 1952 г.

Типография Металлургиздата, Москва, Цветной бульвар, 30

# О П Е Ч А Т К И

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать	По чьей вине
38	6-я снизу	Так, для реактивных двигателей...	Так, для ракетных двигателей...	Типография
66	16-я сверху	$z = \left(\frac{w_2}{V}\right) = 0,02 \div \div 0,01$	$z = \left(\frac{w_2}{V}\right)^2 = 0,02 \div \div 0,01$	Типография
89	2-я сверху	$\tau > 0,9$ кг/л.с. час	$C_T > 0,9$ кг/л.с. час	Типография
101	15-я снизу	повышение степени увеличения давления в компрессоре $T_K$	повышение степени увеличения давления в компрессоре $\pi_K$	Типография
106	3-я сверху в формуле	$c_{pr} (t_3 - t_2)$	$c_{pr} (t_3 - t_2)$	Типография
129	2-я снизу	$\xi_{K.C}$ — коэффициент выделения тепла в камере;	$\xi_{K.C}$ — коэффициент выделения тепла в камере;	Типография
183	1-я снизу	Кроме разработки аэродинамических форм винтов, которые задерживали бы развитие волнового кризиса на лопасти до возможно больших скоростей полета.	Кроме разработки аэродинамических форм винтов, которые задерживали бы развитие волнового кризиса на лопасти до возможно больших скоростей полета, в настоящее время ведутся работы и по созданию других винтов.	Редакция
186	5-я сверху	$R = \frac{G_B}{g} (w_5 - V) + \frac{n}{g} (w_{5H} - V)$	$R = \frac{G_B}{g} (w_5 - V) + \frac{G_H}{g} (w_{5H} - V)$	Типография
196	В списке литературы поместить		Кулагин Н. И.— Теория газотурбинных реактивных двигателей. ЛКВВИА, 1949 г.	

При обнаружении дефекта в  
книге просим возвратить ее  
вместе с этим ярлыком для  
обмена.

**Типография Металлургиздата,**  
Москва, 51. Цветной бульв., д. 30.

Контролер № 8