

Ю.Н.Нечаев
Р.М.Федоров

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2

Ю. Н. НЕЧАЕВ,
Р. М. ФЕДОРОВ

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Часть II

*Допущено Министерством высшего и среднего
специального образования СССР в качестве учебника
для студентов авиационных специальностей вузов*



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1978

Рецензенты: кафедра теории воздушно-реактивных
двигателей МАИ
и кафедра газотермодинамики
и реактивных двигателей ХАИ

Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2. М., «Машиностроение», 1978, 336 с.

Данная книга является второй частью учебника «Теория авиационных газотурбинных двигателей». В ней заканчивается изложение рабочего процесса и характеристик элементов ГТД — выходных устройств и камер сгорания, а также рассматриваются вопросы теории рабочего процесса и эксплуатационных характеристик всех основных типов авиационных ГТД — турбореактивных, двухконтурных, турбовальных и турбовинтовых.

Основное внимание уделяется процессам, протекающим в двигателях и их элементах на различных режимах работы, их характеристикам и эксплуатационным ограничениям.

Учебник написан для студентов вузов, обучающихся по специальности «Авиационные двигатели». Он может быть полезен также инженерам и научным работникам, специализирующимся в области разработки, исследований, испытаний и эксплуатации авиационных силовых установок с ГТД.

Ил. 184, табл. 1, список лит. 24 назв.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Во второй части учебника «Теория авиационных газотурбинных двигателей» заканчивается изложение рабочего процесса и характеристик отдельных элементов ГТД и рассматриваются основные вопросы теории рабочего процесса и характеристики основных типов авиационных ГТД, применяющихся на современных самолетах и вертолетах.

Книга предназначена для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальности «Авиационные двигатели». Ее цель — обеспечить подготовку авиационных инженеров широкого профиля с эксплуатационным уклоном. Книга может быть полезной также инженерам и научным работникам, специализирующимся в области разработки, исследований, испытаний и эксплуатации авиационных силовых установок с ГТД.

Основное внимание в книге в соответствии с ее назначением уделяется физической сущности процессов, происходящих в двигателях, задачам и основным способам их регулирования, протеканию высоотно-скоростных и дроссельных характеристик, возможным причинам и внешним признакам нарушения устойчивой работы, а также эксплуатационным ограничениям и особым случаям в полете, связанным с работой силовых установок. Именно эксплуатационная направленность учебника — основная его отличительная особенность.

Во второй книге гл. 10, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20 написаны Ю. Н. Нечаевым, а гл. 11, 17, 18, 21, 22 — Р. М. Федоровым.

Авторы выражают признательность рецензентам книги — сотрудникам кафедры Московского авиационного института, руко-

димой проф. Г. Н. Абрамовичем, и кафедры Харьковского авиационного института, руководимой проф. А. И. Борисенко, за ценные замечания и пожелания.

Все замечания по содержанию учебника и методике изложения материала следует направлять по адресу: Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3, издательство «Машиностроение».

Глава 10

ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА

На силовых установках современных самолетов применяются разнообразные типы выходных устройств. На выбор их схемы значительное влияние оказывают назначение самолета, его основные режимы полета, соответствующие этим режимам степени понижения давления газа в сопле и другие факторы.

Выходные устройства могут включать в себя ряд элементов. В зависимости от типа и назначения к числу этих элементов, кроме выходного сопла, относятся: соединительные (удлинительные) трубы, служащие для подвода газа к соплу, устройства реверса или девиации тяги, системы подачи воздуха для охлаждения элементов конструкции и для снижения потерь в сопле и др.

Основным элементом выходного устройства любого типа является сопло. В нем осуществляется преобразование располагаемого теплоперепада в кинетическую энергию направленного движения. Одновременно с этим на ряде двигателей сопло используется для согласования режимов работы элементов турбокомпрессора путем регулирования площади его критического сечения. Такое регулирование площади $F_{кр}$ позволяет на определенных режимах работы двигателя увеличивать тягу, повышать экономичность, улучшать приемистость, облегчать запуск, осуществлять включение и регулирование форсажа и т. п.

Особенно важна роль выходных устройств у многорежимных самолетов, которые должны иметь высокие летные характеристики как при сверхзвуковых, так и при больших дозвуковых скоростях полета. Основные требования, предъявляемые к выходным устройствам этих самолетов, — обеспечение малых потерь эффективной тяги и высокой экономичности силовой установки на всех основных режимах полета. Наряду с этим, выходные устройства во всех случаях должны иметь относительно простую конструкцию и малую массу.

Важнейшее влияние на выбор типа сопла и режим его работы оказывает *располагаемая или полная степень понижения давления газа в сопле $\pi_{с.п.}$* . Она определяется отношением полного давления

перед соплом p_0^* к статическому давлению в окружающей атмосфере, т. е.

$$\pi_{с.п} = \frac{p_0^*}{p_H} \quad (10.1)$$

Значения $\pi_{с.п}$ и диапазон их изменения зависят от типа двигателя, его режима, а также от скорости и высоты полета самолета. На рис. 10.1 даны зависимости $\pi_{с.п}$ от числа M полета на высотах $H \geq 11$ км и $H=0$ для ТРДФ при его работе на максимальном режиме. Как видно, значения $\pi_{с.п}$ увеличиваются с возрастанием M_H

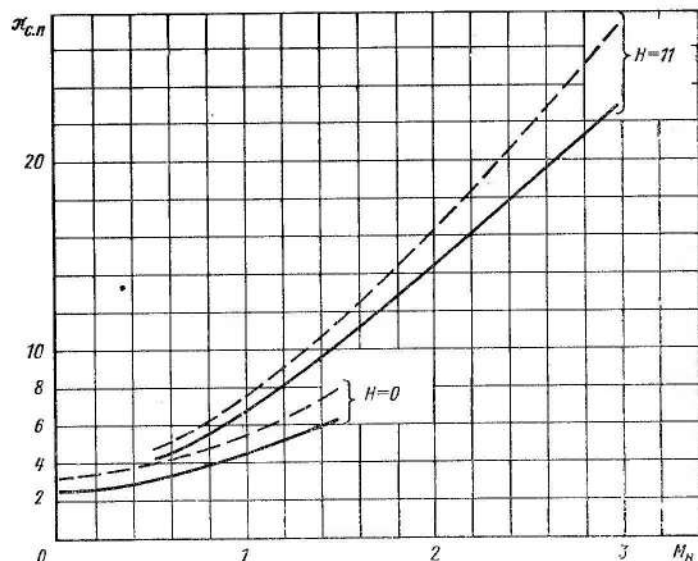


Рис. 10.1. Зависимость располагаемой степени понижения давления в выходных устройствах ТРДФ от числа M полета ($\pi_{к.р}^* = 10$):
— $T_r^* = 1400$ К; — — — $T_r^* = 1600$ К

и снижаются при уменьшении H на высотах менее 11 км. В частности, у рассматриваемых ТРДФ в стендовых условиях на максимальном режиме $\pi_{с.п} = 2,5 \dots 3$, что незначительно превышает критическое отношение давлений ($\pi_{кр} = 1,86$ при $k=1,33$). В диапазоне дозвуковых скоростей полета значения $\pi_{с.п}$ не превосходят 5—7. У двухконтурных двигателей, и тем более у ТВД, эти отношения давлений получаются еще более низкими, в ряде случаев докритическими. Это позволяет применять в силовых установках самолетов, предназначенных для дозвуковых и относительно небольших сверхзвуковых скоростей полета, сужающиеся выходные сопла, отличающиеся простотой конструкции и малой массой.

При сверхзвуковых скоростях полета (когда $M_H > 1,3 \dots 1,5$) значения $\pi_{с.п}$ у ТРД, ТРДФ и ДТРДФ увеличиваются до 10—20 и более. Сужающиеся сопла в этих условиях дают большие потери тяги из-за недорасширения газа. Поэтому возникает необходимость применения регулируемых сверхзвуковых сопел. К числу таких сопел относятся сопла Лаваля, эжекторные сопла, сопла с центральным телом и другие типы сопел.

10.1. СУЖАЮЩИЕСЯ СОПЛА

На рис. 10.2 дана схема сужающегося выходного сопла. Площадь минимального сечения такого сопла может быть неизменной, либо может изменяться за счет применения регулируемых створок. Характерные сечения сужающегося сопла обозначены индексами «0» на входе в сопло (в системе двигателя «т» или «ф») и «с» на срезе (выходе). Последнее при сверхкритических перепадах давлений в сопле будем обозначать также индексом «кр». Соответствующие этим сечениям площади обозначим F_0 и F_c ($F_{кр}$).

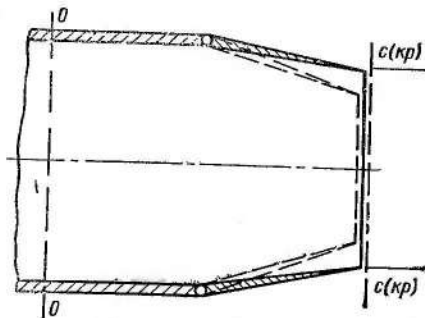


Рис. 10.2. Схема сужающегося сопла

Работа сужающегося сопла при отсутствии потерь изучается в курсе технической термодинамики, где показывается, в частности, что при сверхкритических перепадах давлений, т. е. при $\pi_{с.п} > \pi_{кр} = \left(\frac{k_r+1}{2}\right)^{\frac{k_r}{k_r-1}}$, степень понижения давления газа в сопле

$$\pi_c = p_0^* / p_{кр.ад} \quad (10.2)$$

сохраняется постоянной при изменении $\pi_{с.п}$. Параметры газа в критическом сечении при этом определяются по формулам

$$p_{кр.ад} = \left(\frac{2}{k_r+1}\right)^{\frac{k_r}{k_r-1}} p_0^*; \quad T_{кр.ад} = \frac{2}{k_r+1} T_0^*;$$

$$c_{кр.ад} = a_{кр} = \sqrt{\frac{2}{k_r+1} \frac{k_r}{RT_0^*}}; \quad \lambda_{кр.ад} = 1. \quad (10.3)$$

Индекс «ад» в этих формулах указывает на то, что параметры определены для адиабатического процесса расширения, т. е. при отсутствии газодинамических потерь и теплообмена.

Когда $\pi_{с.п} > \pi_{кр}$, давление $p_{кр.ад}$ на срезе сужающегося сопла получается большим давления p_H . При этом сопло работает с недорасширением. При докритических перепадах давлений в сужающихся соплах осуществляется практически полное расширение газа до атмосферного давления. В этом случае

$$p_c = p_H; \quad c_{с.ад} < a_{кр}; \quad \lambda_{с.ад} < 1. \quad (10.4)$$

При истечении газа из сужающихся сопел ВРД возникают потери, которые в основном обусловлены трением потока о стенки и внутренним трением в газе. Эти потери относительно невелики. Они приводят к снижению скорости истечения в выходном сечении сопла и полного давления в этом сечении. Как и в сопловых аппаратах газовых турбин, эти потери оценивают коэффициентом скорости

$$\varphi_c = c/c_{с.ид} \quad (10.5)$$

или коэффициентом сохранения полного давления

$$\sigma_c = p_c^*/p_0^* \quad (10.6)$$

В частности, при сверхкритических перепадах давлений в сужающемся сопле

$$\varphi_{кр} = c_{кр}/a_{кр} = \lambda_{кр}; \quad \sigma_{кр} = p_{кр}^*/p_0^* \quad (10.7)$$

Коэффициенты $\varphi_{кр}$ и $\sigma_{кр}$, учитывающие внутренние потери в сопле, не являются независимыми. Они связаны между собой определенной зависимостью, и задание одного из них позволяет найти значение другого. Практически для сопел ГТД можно принимать $\varphi_{кр} = 0,98 \dots 0,99$, что соответствует $\sigma_{кр} = 0,975 \dots 0,985$.

Площадь критического сечения сопла вычисляется по уравнению расхода, которое с учетом потерь имеет вид

$$G_r = m_r \frac{p_0^* \sigma_{кр}}{\sqrt{T_0^*}} \mu F_{кр} q(\lambda_{кр}). \quad (10.8)$$

В это уравнение, помимо коэффициента $\sigma_{кр}$, введен еще коэффициент расхода μ , учитывающий неравномерность параметров газового потока в критическом сечении сопла. При специальном профилировании внутреннего контура сопла, когда направление его выходных кромок делается параллельным оси, коэффициент расхода практически равен единице. У сужающихся конических сопел, как показывают экспериментальные исследования, коэффициент $\mu < 1$, причем он зависит от угла конусности сопла, отношения площадей $F_{кр}/F_0$, числа Re и перепада давлений в сопле (рис. 10.3). Снижение коэффициента расхода с ростом угла конусности и относительной длины конического участка сопла объясняется сужением струи после выхода из сопла и расположением фактического минимального сечения потока F_{min} за обрезом сопла. Увеличение же μ при возрастании $\pi_{с.п}$ объясняется приближением площади F_{min} к геометрической площади выходного сечения сопла. В таком случае при условии $F_{кр} = const$ фактическая (эффективная) площадь критического сечения сопла $\mu F_{кр}$ будет переменной, что необходимо учитывать при определении влияния площади $F_{кр}$ на режим работы двигателя.

Из рис. 10.3 видно, что при увеличении $\pi_{с.п}$ коэффициент расхода для сопла заданной геометрии вначале возрастает весьма интенсивно. Его возрастание замедляется, но не прекращается при достижении критического перепада давлений в сопле. Это объяс-

няется тем, что из-за неравномерности параметров газового потока в выходном сечении сопла при критическом перепаде давлений еще сохраняются местные дозвуковые зоны и при дальнейшем увеличении $\pi_{с.п}$ продолжается перестройка поля скоростей в выходном сечении. Полное прекращение изменения μ наступает только при $\pi_{с.п} \geq 2,5 \dots 3,0$. Следовательно, только в области $\pi_{с.п} > 2,5 \dots 3$ течение в сужающемся сопле является автомодельным по отношению к параметру $\pi_{с.п}$. Изменение числа Re (если $\pi_{с.п}$ изменяется за счет изменения давления p_0^* на входе в сопло) также оказывает влияние на μ . С его ростом происходит слабое увеличение μ из-за уменьшения толщины вытеснения пограничного слоя.

Заметим, что при сверхкритических перепадах давлений в сопле допустимо принимать в формуле (10.8) $q(\lambda_{кр}) = 1$, так как даже при очень больших потерях в сопле, когда $\lambda_{кр} = \varphi_{кр} = 0,97$, значение $q(\lambda_{кр}) = 0,999$.

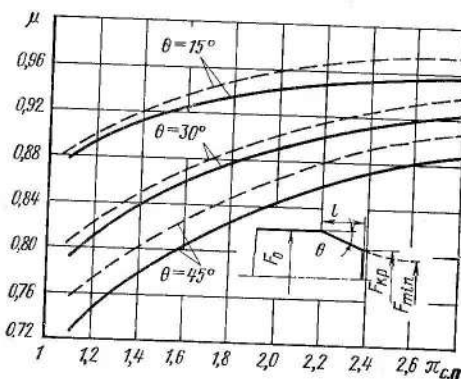


Рис. 10.3. Зависимости коэффициента расхода конического сужающегося сопла от располагаемого отношения давлений и геометрических параметров:

— $F_{кр}/F_0 = 0,6$; --- $F_{кр}/F_0 = 0,3$

10.2. СОПЛА ЛАВАЛЯ, ИХ ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СПОСОБЫ ОЦЕНКИ ПОТЕРЬ

Схемы сопел Лавалья (профилированного и конического) с обозначением основных сечений даны на рис. 10.4. Сопло Лавалья состоит из двух участков: дозвукового $0-кр$ и сверхзвукового $кр-с$. Все параметры газа на дозвуковом участке и в критическом сечении, а также расход газа рассчитываются по тем же формулам, ко-

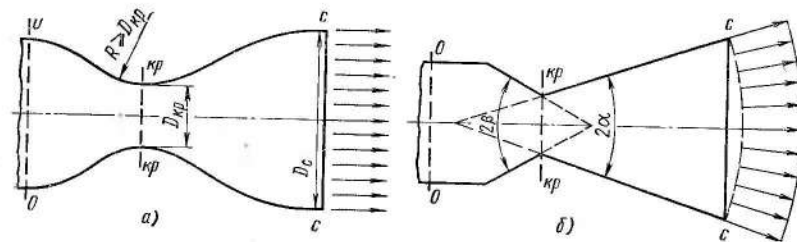


Рис. 10.4. Схема профилированного (а) и конического (б) сопел Лавалья

торые были даны для сужающегося сопла при сверхкритических перепадах давлений. Для оценки потерь на этом участке используется коэффициент скорости $\Phi_{кр}$.

На сверхзвуковом участке сопла Лавала происходит дальнейшее расширение газа, сопровождающееся снижением давления и увеличением скорости, тем более значительным, чем выше отношение площадей $\bar{F}_c = \frac{F_c}{F_{кр}}$. Параметр $\bar{F}_c$, называемый *относительной площадью выходного сечения сопла*, однозначно определяет (при заданном k_T) степень понижения давления газа в сопле:

$$\pi_c = p_0^*/p_c. \quad (10.9)$$

Как известно, при условии $\bar{F}_c = \text{const}$ значение π_c остается постоянным в широком диапазоне изменения $\pi_{с.п.}$. При этом обеспечивается газодинамическое подобие течений во внутреннем канале сопла, или, как часто говорят, течение внутри сопла является автомодельным (по параметру $\pi_{с.п.}$). Это справедливо, конечно, при $Re > Re_{кр}$, в области автомодельности μ по $\pi_{с.п.}$ и при отсутствии теплообмена, что в большинстве случаев выполняется.

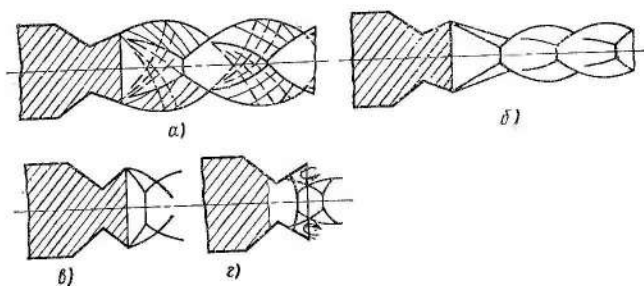


Рис. 10.5. Форма струи за срезом сопла на режимах: а—недорасширения; б—перерасширения; в—предотрывном; г—отрывном

Следовательно, $\pi_{с.п.}$ при работе сопла Лавала на автомодельных режимах может быть как больше, так и меньше π_c . В первом случае статическое давление на срезе сопла выше атмосферного и сопло работает с *недорасширением*. Во втором случае оно ниже атмосферного и сопло работает с *перерасширением*. При $\pi_c = \pi_{с.п.}$, когда $p_c = p_H$ и сопло работает с *полным расширением*, режим работы сопла Лавала принято называть *расчетным*.

Напомним, что режим работы сопла влияет на форму струи за соплом. На режимах недорасширения, когда давление на срезе сопла выше атмосферного, происходит расширение газа за пределами сопла и увеличение поперечного сечения свободной струи на начальном ее участке (в волнах разрежения, показанных на рис. 10.5, а штриховой линией). Но газ, вследствие его упругих свойств, перерасширяется, т. е. его давление в ядре струи после указанного

процесса расширения оказывается меньшим p_H . Поэтому за процессом расширения следует процесс сжатия струи газа с образованием скачков уплотнения (сплошные линии на рис. 10.5, а), а поперечное сечение струи уменьшается. Сжатие струи осуществляется до давления, большего p_H , и поэтому оно вновь сменяется расширением. При этом форма внешней поверхности струи имеет периодическую «бочкообразную» структуру: она состоит из ряда последовательно расположенных участков, каждый из которых напоминает форму «бочки». За счет диссипации энергии эти колебания струи быстро затухают (из-за потерь в скачках и турбулентного перемешивания потока с окружающей средой). Указанная картина течения за соплом на режимах недорасширения наблюдается как в соплах Лавала, так и в сужающихся соплах при $\pi_{с.п.} \gg \pi_{кр.}$.

На режимах перерасширения, когда $p_c < p_H$, начальный участок свободной струи имеет сужающуюся форму. На этом участке происходит повышение давления до значения, большего атмосферного, в скачках уплотнения, имеющих сложную форму (рис. 10.5, б). Затем происходит такое же последовательное чередование зон расширения и сжатия струи и их затухание, как и при истечении с недорасширением. По мере увеличения отношения давлений p_H/p_c мостообразный скачок движется против потока к срезу сопла, устанавливается вблизи его выходного сечения, а затем начинает перемещаться внутрь сопла. Из-под основания скачка возникает отрыв потока (рис. 10.5, в, г). Автомодельность течения внутри сопла нарушается. Если обозначить $\pi_{с.отр}$ отношение давлений, при котором начинается отрыв потока в сопле Лавала, то для приближенной оценки этой величины можно пользоваться расчетной зависимостью, приведенной на рис. 10.6, поскольку начало отрыва потока практически не зависит от формы сопла и угла его конусности на срезе, а зависит главным образом от $\pi_{с.расч}$ (т. е. от параметра $\bar{F}_c$ или числа M_c на срезе сопла). Перемещение же зоны отрыва внутри сопла существенно зависит от формы сопла и не может быть выражено простыми зависимостями.

Сопло Лавала является типичным сверхзвуковым соплом. Рассмотрим потери, характерные для этого типа сопел, и их влияние на эффективную тягу силовой установки. Суммарные потери по их физической сущности удобно разделить на три вида: внутренние потери; потери, связанные с нерасчетностью режима работы сопла; внешнее сопротивление.

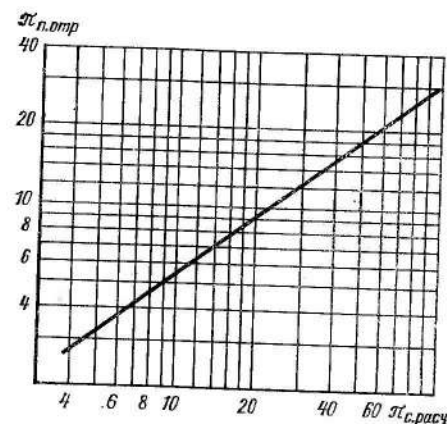


Рис. 10.6. Зависимость $\pi_{с.отр}$ от расчетного отношения давлений

Внутренние потери обусловлены влиянием трех факторов: трения, скачков уплотнения в сверхзвуковой части внутреннего канала сопла и непараллельности (неравномерности) потока на выходе из сопла. Трение в основном возникает вблизи стенок, где образуется пограничный слой. Скачки уплотнения появляются от изломов или неровностей внутренней поверхности сопла и неравномерности потока на входе в сопло. Непараллельность и осевая неравномерность векторов скорости в выходном сечении сопла в большей степени свойственны непрофилированным соплам. Они приводят к уменьшению осевой проекции средней скорости истечения из сопла, определяющей значение тяги двигателя. Относительная величина внутренних потерь в целом характеризует степень совершенства профилирования и изготовления сопла.

Учет внутренних потерь в сверхзвуковых соплах производится по относительному снижению скорости истечения. Как и в сужающихся соплах, для этой цели пользуются коэффициентом скорости

$$\varphi_c = \frac{c_c}{c_{c,ад}} = \frac{\lambda_c}{\lambda_{c,ад}}. \quad (10.10)$$

При известном значении φ_c скорость в выходном сечении сопла с учетом внутренних потерь определяется из соотношения

$$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} R_r T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_0^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]}. \quad (10.11)$$

При расчетах сверхзвуковых сопел ВРД параметр $\pi_c = p_c/p_c^*$ принимается заданным, так же как и расход газа через сопло. Геометрические же размеры сопла (в том числе площадь $F_{кр}$ и отношение площадей $\bar{F}_c = F_c/F_{кр}$) определяются из расчета течения газа в сопле.

Ввиду малости отдельных составляющих внутренних потерь коэффициент φ_c можно представить в виде произведения трех сомножителей:

$$\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_{ск} \varphi_{\alpha}, \quad (10.12)$$

где $\varphi_{тр}$, $\varphi_{ск}$ и φ_{α} — коэффициенты, учитывающие уменьшение скорости c_c вследствие трения, скачков уплотнения и непараллельности потока.

Для снижения внутренних потерь в соплах Лаваля выполняют специальное профилирование образующей их внутренней поверхности. Дозвуковой участок очерчивают плавными кривыми (обычно окружностями, см. рис. 10.4, а), чем обеспечивается достаточная равномерность параметров потока в критическом сечении. Контур сверхзвукового участка рассчитывают из условия получения достаточно равномерного потока на выходе из сопла и отсутствия скачков уплотнения. У профилированных сопел $\varphi_{ск}$ и φ_{α} близки к единице и $\varphi_c \approx \varphi_{тр}$. В таком случае значения $\varphi_c = 0,985 \dots 0,99$, причем они несколько уменьшаются при увеличении $\bar{F}_c$.

Для непрофилированных (конических) сопел потери от непараллельности потока на выходе зависят от полуугла раствора сопла (см. рис. 10.4, б). Их принято учитывать по приближенной формуле

$$\varphi_{\alpha} = \frac{1}{2} (1 + \cos \alpha). \quad (10.13)$$

Следует заметить, что при заданном отношении $\bar{F}_c$ у конического сопла можно уменьшить угол α и повысить φ_{α} , увеличивая длину сопла. Но тогда возрастет площадь поверхности трения и снизится $\varphi_{тр}$. Противоположное влияние указанных факторов на $\varphi_{тр}$ и φ_{α} приводит к тому, что у таких сопел имеется оптимальный полуугол раствора $\alpha_{опт} = 8 \dots 12^\circ$, обеспечивающий максимум φ_c . Причем в этом случае $\varphi_c = 0,97 \dots 0,98$.

Другой метод учета внутренних потерь в сверхзвуковых соплах основан на использовании коэффициента сохранения полного давления $\sigma_c = p_c^*/p_0^*$.

Коэффициент σ_c может быть определен, если известен коэффициент φ_c и степень понижения давления газа в сопле λ_c . Для этой цели удобно пользоваться таблицами газодинамических функций. По этим таблицам, зная

$$\Pi(\lambda_{c,ад}) = 1/\pi_{c,п}, \quad (10.14)$$

находят $\lambda_{c,ад}$, затем, зная φ_c , определяют по формуле (10.10) λ_c . Коэффициент σ_c вычисляют далее из соотношения

$$\sigma_c = \frac{p_c^* p_c}{p_c^* p_0^*} = \frac{\Pi(\lambda_{c,ад})}{\Pi(\lambda_c)} = \frac{\Pi(\lambda_{c,ад})}{\Pi(\varphi_c \lambda_{c,ад})}. \quad (10.15)$$

Для практических целей удобнее использовать коэффициент φ_c , так как он для сопел с различными значениями π_c (и, следовательно, с различными $\bar{F}_c$) изменится весьма незначительно. Коэффициент же σ_c существенно зависит от π_c . Это видно из рис. 10.7, где даны зависимости σ_c от π_c при различных φ_c , рассчитанные с использованием соотношения (10.15). Но коэффициент σ_c удобен при расчете проходных сечений сопла.

В частности, площадь F_c с учетом потерь определяется из уравнения расхода для сечения $c-c$, согласно которому

$$G_r = m_r \frac{p_0^* \sigma_c}{\sqrt{T_0^*}} F_c q(\lambda_c). \quad (10.16)$$

Площадь $F_{кр}$ определяется из уравнения (10.8) по тем же исходным данным, что и площадь F_c , но с дополнительным заданием коэффициентов $\sigma_{кр}$ и μ , причем для сопла Лаваля коэффициент μ обычно близок к единице.

Потери, связанные с нерасчетностью режима работы сопла, непосредственно влияют на тягу двигателя. Для объяснения этого влияния рассмотрим, как будет изменяться тяга двигателя, если на него устанавливать сопла с неизменным критическим сечением и различным отношением площадей $\bar{F}_c$. При этом режим работы двигателя будет оставаться неизменным, но бу-

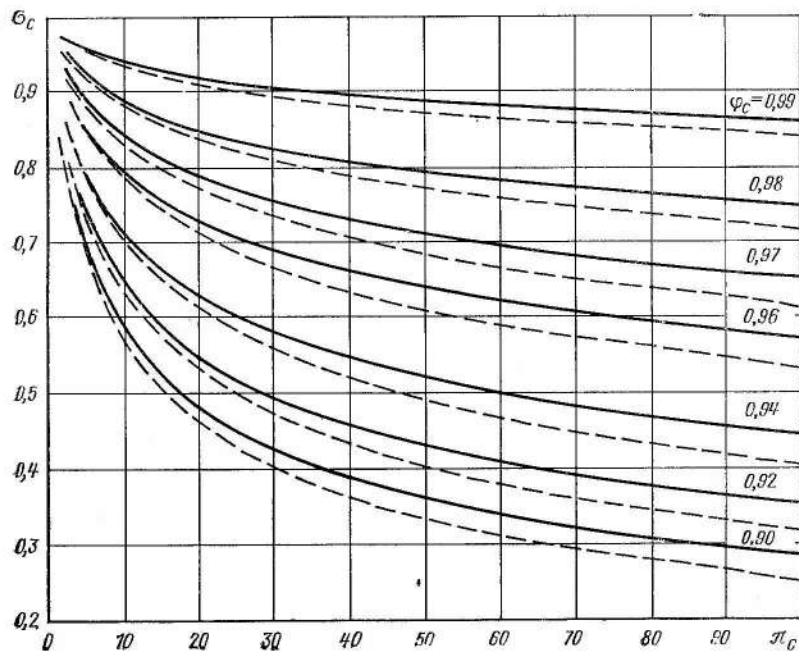


Рис. 10.7. Зависимость коэффициентов σ_c от π_c при различных значениях φ_c :

— $k=1,25$; --- $k=1,33$

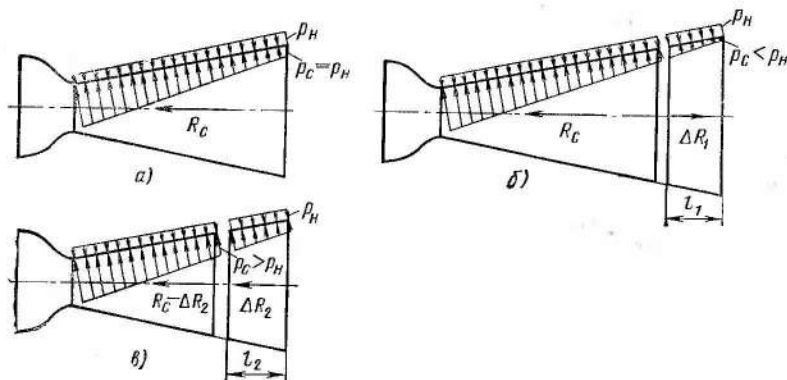


Рис. 10.8. К объяснению влияния нерасчетности режима сопла на его тягу:

а—при полном расширении; б—при перерасширении; в—при недорасширении

дет изменяться режим сопла. Изменение тяги в таком случае будет происходить только за счет изменения равнодействующей сил давления и трения, действующих на сверхзвуковой участок сопла.

На рис. 10.8 показано распределение давлений вдоль внутренней образующей сверхзвукового участка сопла Лавала на трех режимах его работы. Как видно, наибольшая равнодействующая от сил давления имеет место при полном расширении. При увеличении F_c (что соответствует в данном случае добавлению к исходному соплу участка длиной l_1) на участке l_1 давление внутри сопла $p < p_H$. Это вызывает появление силы, направленной в сторону, противоположную направлению полета. Следовательно, тяга двигателя при перерасширении получается меньшей, чем при полном расширении. При недорасширении, когда сопло выполнено более коротким (отброшен участок l_2), тяга также снижается, так как вместе с отброшенным участком, на котором $p > p_H$, теряется и некоторая часть силы тяги.

Итак, при отсутствии потерь на трение наибольшая тяга соответствует режиму полного расширения. Заметим, что с учетом трения этот вывод несколько меняется. При укорочении сверхзвуковой части сопла по сравнению с исходным соплом, обеспечивающим полное расширение газа, уменьшается не только составляющая от сил давления, но и от сил трения. На участках вблизи выходного сечения при полном расширении газа результирующая сил давления вследствие близости внутреннего давления к атмосферному оказывается меньшей, чем результирующая сил трения. По этой причине в реальных условиях максимум тяги соответствует соплу, работающему с небольшим недорасширением. Такие более короткие сопла имеют, кроме того, меньшие массу, габаритные размеры и размеры охлаждаемой поверхности.

Для оценки потерь от нерасчетности режима работы сопла нужно сравнить действительную тягу, создаваемую двигателем (с нерасчетным соплом) с его тягой при полном расширении газа (с расчетным соплом).

Тяга ВРД при неполном расширении газа в сопле определяется из соотношения

$$R = G_r c_c + F_c (p_c - p_H) - G_b V = R_c - G_b V, \quad (10.17)$$

а при полном расширении тяга

$$R_n = G_r c_{c,n} - G_b V = R_{c,n} - G_b V. \quad (10.18)$$

В этих формулах для упрощения записи введены обозначения R_c и $R_{c,n}$. Величину R_c условно принято называть *тягой сопла*, а $R_{c,n}$ — *тягой сопла при полном расширении*.

Потери, связанные с нерасчетностью режима сопла, могут быть выражены *коэффициентом нерасчетности режима работы сопла* $\bar{K}_{н.р.}$, равным отношению тяг сопла при неполном и полном расширении, т. е.

$$\bar{K}_{н.р.} = R_c / R_{c,n} \quad (10.19)$$

Очевидно, что при полном расширении газа в сопле $\bar{K}_{н.р.} = 1$.

Для практических целей важное значение имеет оценка двух указанных видов потерь (внутренних и от нерасчетности режима сопла) в сумме. В этом случае действительную тягу сопла сравнивают с тягой идеального сопла $R_{с.ид.}$. Это отношение

$$\bar{R}_c = R_c / R_{с.ид.} \quad (10.20)$$

принято называть *коэффициентом тяги сопла*.

Идеальная тяга сопла, соответствующая полному расширению ($\bar{K}_{н.р.} = 1$) и отсутствию внутренних потерь ($\varphi_c = 1$), определяется по формуле

$$R_{с.ид.} = G_r c_{с.п.ад.} = G_r a_{кр} \lambda_{ид.п.} \quad (10.21)$$

если известны G_r ; T_0^* ; $\pi_{с.п.} = \frac{1}{\Pi(\lambda_{ид.п.})}$.

Для режимов полного расширения

$$\frac{R_{с.п.}}{R_{с.ид.}} = \frac{c_{с.п.}}{c_{с.п.ад.}} = \varphi_c, \quad (10.22)$$

поэтому

$$\bar{R}_c = \varphi_c \bar{K}_{н.р.} \quad (10.23)$$

В практике экспериментальных исследований выходных сопел коэффициент $\bar{R}_c$ определяют по замеряемой тяге. Подача газа в сопло на испытательных стендах обычно осуществляется перпендикулярно оси сопла, чтобы $G_v V = 0$. Тогда весовое устройство позволяет непосредственно замерить тягу сопла R_c . Из расчета по (10.21) находят $R_{с.ид.}$, а по (10.20) определяют $\bar{R}_c$. Коэффициент скорости φ_c для автомодельных режимов работы сопла определяют по значению коэффициента $\bar{R}_c$ на режиме полного расширения. На этом режиме $\bar{K}_{н.р.} = 1$ и $\bar{R}_{с.п.} = \varphi_c$.

Если известны значения коэффициентов тяги $\bar{R}_c$ (или потерь тяги $\Delta \bar{R}_c = 1 - \bar{R}_c$), то тяга двигателя на каждом заданном режиме его работы определяется по формуле

$$R = R_{с.ид.} \bar{R}_c - G_v V \quad \text{или} \quad R = R_{с.ид.} (1 - \Delta \bar{R}_c) - G_v V. \quad (10.24)$$

При $V = 0$, как видно из этого соотношения, 1% потерь тяги сопла соответствует 1% потерь тяги двигателя. Но при $V > 0$ влияние коэффициента $\bar{R}_c$ на тягу R усиливается и тем значительнее, чем выше скорость полета. Расчеты показывают, что при $M_H = 2,5$ снижение $\bar{R}_c$ на 1% вызывает уменьшение R более чем на 2—2,5%. Отсюда можно сделать вывод о том, что требования к степени совершенства выходных сопел ВРД существенно повышаются с увеличением числа M полета.

На практике для оценки совершенства внутреннего процесса в сопле, т. е. для отделения внутренних потерь в сопле от потерь, создаваемых за счет недорасширения или перерасширения газа, наряду с коэффициентом φ_c используют коэффициент импульса сопла. Для этого вводят в рассмотрение величину, называемую *импульсом сопла*:

$$I_c = G_r c_c + p_c F_c. \quad (10.25)$$

Импульс сопла может быть найден по замеренной тяге сопла и соотношения

$$I_c = R_c + p_H F_c. \quad (10.26)$$

По своему физическому смыслу I_c является тягой сопла при истечении в пустоту, так как $I_c = R_c$ при $p_H = 0$. Можно показать, используя уравнение Эйлера, что I_c представляет собой равнодействующую всех сил давления и трения, действующих на внутренние поверхности сопла при ортотональном подводе газа к соплу (т. е. при условии $G_v V = 0$). Следовательно, она характеризует течение только во внутренней части сопла.

Коэффициент импульса сопла (относительный импульс) равен отношению действительного (замеренного) импульса сопла I_c к импульсу сопла тех же геометрических размеров при отсутствии потерь, т. е. при адиабатическом расширении газа. Следовательно,

$$\bar{I}_c = I_c / I_{с.ад.} \quad (10.27)$$

Импульс сопла при отсутствии потерь и при заданных площади F_c и отношении площадей $\bar{F}_c$ определяется по формуле

$$I_{с.ад.} = \left(\frac{2}{k_T + 1} \right)^{\frac{1}{k_T - 1}} q(\lambda_{с.ад.}) \left(\lambda_{с.ад.} + \frac{1}{\lambda_{с.ад.}} \right) p_0^* F_c, \quad (10.28)$$

где приведенная скорость в выходном сечении сопла $\lambda_{с.ад.}$ определяется из соотношения

$$q(\lambda_{с.ад.}) = 1/\bar{F}, \quad (10.29)$$

откуда следует, что

$$I_{с.ад.} = \left(\frac{2}{k_T + 1} \right)^{\frac{1}{k_T - 1}} \left(\lambda_{с.ад.} + \frac{1}{\lambda_{с.ад.}} \right) p_0^* F_{кр} \quad (10.30)$$

или

$$I_{с.ид.} = f(\lambda_{с.ид.}) p_0^* F_{кр}. \quad (10.31)$$

Формула (10.28) и все последующие соотношения справедливы для таких сверхзвуковых сопел, у которых поток газа в критическом сечении является равномерным и, следовательно, коэффициент расхода $\mu = 1$. Только при этих предположениях идеальное сопло будет пропускать такой же расход газа, как реальное, при одинаковых значениях p_0^* и T_0^* на входе в сопло. При наличии же пограничного слоя и неравномерности потока газа в критическом сечении реального сопла идеальное сопло будет иметь более высокий расход газа. В то же время сопло должно рассчитываться на заданный расход газа.

Чтобы устранить это несоответствие, расчетный адиабатический импульс следует определять для заданного (истинного) расхода газа. С этой целью в формуле (10.30) площадь $F_{кр}$ заменяют параметром $\mu F_{кр}$, где коэффициент расхода μ как раз и учитывает сни-

жение расхода, вызываемое неравномерностью газового потока в критическом сечении сопла. В таком случае

$$I_{с.ад} = \left(\frac{2}{k_r + 1} \right)^{\frac{1}{k_r - 1}} \left(\lambda_{с.ад} + \frac{1}{\lambda_{с.ад}} \right) p_0^* \mu F_{кр}^* \quad (10.32)$$

Заметим, что для правильно спроектированных сверхзвуковых сопел, имеющих плавное скругление контура в области критического сечения, коэффициент μ близок к единице.

Коэффициент $\bar{I}_c$ для безотрывных режимов течения газа в сверхзвуковом сопле имеет фактически тот же самый физический смысл, что и коэффициент φ_c . Для сопел с различными расчетными степенями расширения он изменяется в узких пределах. Как и φ_c , он учитывает все внутренние потери в сопле, поэтому $\bar{I}_c$ может быть представлен в виде произведения трех сомножителей

$$\bar{I}_c = \bar{I}_{тр} \bar{I}_{ск} \bar{I}_a \quad (10.33)$$

в соответствии с видами учитываемых потерь. Для сопел ВРД значение $\bar{I}_c$ обычно лежит в пределах 0,98...0,99. Зная коэффициент импульса сопла, легко рассчитать коэффициент $\bar{R}_c$, а также определить тягу сопла заданных геометрических размеров для конкретного режима работы двигателя. Очевидно, что коэффициент тяги определяется по следующей формуле:

$$\bar{R}_c = \frac{\bar{I}_c \dot{I}_{с.ад} - p_H F_c}{R_{с.ид}}, \quad (10.34)$$

где $I_{с.ад}$ или $R_{с.ид}$, как уже отмечалось, находятся по известным для каждого рассматриваемого режима значениям параметров газа перед соплом p_0^* и T_0^* и расхода газа через сопло G_r . Коэффициент $\bar{R}_c$ получается всегда несколько ниже (на 0,1—0,5%), чем $\bar{I}_c$, что объясняется различием в структурах формул (10.25) и (10.34).

При оценке тяговой эффективности выходных устройств в условиях полета необходимо учитывать помимо внутренних потерь и потерь на нерасчетность также их внешнее сопротивление.

Внешнее сопротивление выходных устройств составляет значительную долю от общих потерь эффективной тяги силовой установки, а по отношению к суммарным потерям эффективной тяги выходного устройства оно может достигать 40—60%.

Основной причиной появления внешнего сопротивления выходных устройств является неблагоприятное распределение статического давления на внешней поверхности кормы и створок сопла, обтекаемых внешним потоком, что создает сопротивление давления. Другим источником внешних потерь является сопротивление трения, хотя его доля по отношению к сопротивлению давления сравнительно невелика. К внешним потерям сопла обычно относят также донное сопротивление, возникающее при обтекании донных устройств или торцевых поверхностей створок конечной толщины.

Следует иметь в виду, что участок сопла, обтекаемый внешним потоком, включая его внешние регулируемые створки, плавно соп-

ряется с кормовой частью мотогондолы или фюзеляжа. При этом отделить внешнее сопротивление сопла от суммарного сопротивления кормовой части всей силовой установки весьма трудно. Поскольку для силовой установки в целом главной задачей является снижение суммарного внешнего сопротивления всей ее кормовой части, а не только одного сопла, для количественной оценки внешнего сопротивления выходных устройств используется понятие сопротивления кормы $X_{кор}$, состоящее из сопротивления давления X_v , сопротивления трения $X_{тр}$ и донного сопротивления $X_{дон}$. Все эти величины должны определяться с учетом взаимодействия внешнего потока с реактивной струей, вытекающей из сопла.

Для оценки внешней аэродинамики выходных устройств используют коэффициент внешнего сопротивления кормовой части силовой установки

$$c_{x_{кор}} = X_{кор} / (q F_M), \quad (10.35)$$

где F_M — мидель кормы; q — скоростной напор во внешнем потоке.

Применяется и другой подход к оценке внешнего сопротивления силовой установки, а именно, его определяют в долях от идеальной тяги сопла:

$$\bar{X}_{кор} = X_{кор} / R_{с.ид}. \quad (10.36)$$

Суммарную тяговую эффективность выходного устройства в условиях внешнего обтекания оценивают коэффициентом эффективной тяги, равным отношению эффективной тяги к идеальной:

$$\bar{R}_{с.эф} = \frac{R_{с.эф}}{R_{с.ид}} = \bar{R}_c - \bar{X}_{кор}. \quad (10.37)$$

Значения $c_{x_{кор}}$ и $\bar{R}_{с.эф}$ в настоящее время могут быть определены наиболее достоверно по результатам модельных опытов в условиях внешнего обдува модели потоком воздуха, имитирующим полетные условия, или по данным натурных испытаний. Разрабатываются также теоретические методы определения этих коэффициентов.

При дозвуковых скоростях внешнего потока картина распределения статического давления по кормовой поверхности выходного устройства в присутствии истекающей из сопла недорасширенной струи газа показана на рис. 10.9, а. Как видно, статическое давление вдоль поверхности кормы вначале снижается вследствие разгона потока (при обтекании выпуклой поверхности), достигает минимума p_{min} в области наибольшей кривизны этой поверхности, а затем интенсивно повышается на конечном участке кормы и на ее срезе достигает наибольшего значения p_{max} . Это повышение давления в конце кормы обусловлено торможением потока при его обратном повороте от оси сопла. Давление p_{max} при плавном контуре кормы, безотрывном ее обтекании и особенно при расширяющейся форме самой струи (имеющей вид «полубочки») может на срезе кормы превышать атмосферное давление. Есте-

венно, что всякие меры, позволяющие повысить давление $p_{\max}$, способствуют снижению внешнего сопротивления кормы, увеличение же максимального разрежения (уменьшение $p_{\min}$) приводит к его росту.

При сверхзвуковых скоростях внешнего потока на выпуклой поверхности кормы реализуется течение Прандтля—Майера с последующим торможением потока в скачке уплот-

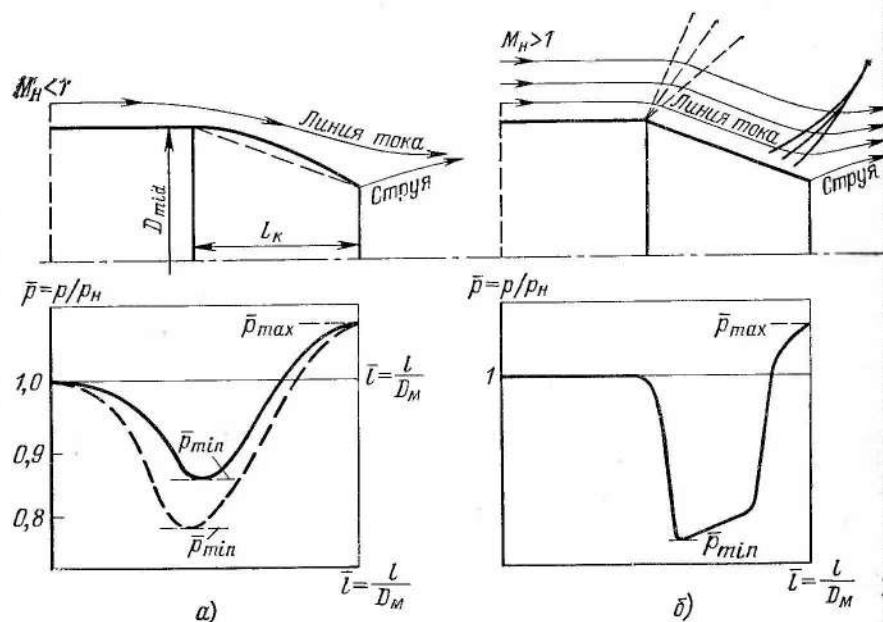


Рис. 10.9. Распределение статических давлений по поверхности кормы, обтекаемой дозвуковым потоком (а) и сверхзвуковым потоком (б)

нения, образуемому в конце кормы или за его пределами (рис. 10.9, б). При этом возникает разрежение на значительной части внешней поверхности кормы (до кормового скачка), что также служит причиной возникновения внешнего сопротивления. Расширяющаяся форма струи газа (характерная для истечения газа из сопла с недорасширением) и в этом случае способствует снижению внешнего сопротивления, так как вызывает перемещение кормового скачка ближе к началу кормы и приводит к повышению давления на участке кормы, расположенном за кормовым скачком. В этом проявляется взаимодействие реактивной струи и внешнего потока, причем небольшие потери от недорасширения в отдельных случаях могут быть компенсированы снижением внешних потерь, что должно учитываться при выборе оптимальной программы регулирования сопел многорежимных самолетов.

На внешнее сопротивление и оценивающие его коэффициенты ($c_{x_{\text{кор}}}$ или $\bar{X}_{\text{кор}}$) влияет целый ряд факторов. Это, прежде всего,

форма кормы, режим работы сопла, толщина пограничного слоя на начальном участке кормы.

Форма кормы должна обеспечивать плавные обводы всей внешней поверхности и безотрывное обтекание. Ее принято характеризовать отношением площади миделя кормы к площади среза сопла $\bar{F}_m = F_m/F_c$ и углом наклона кормы $\theta_{\text{кор}}$ (или регулируемых створок $\theta_{\text{стр}}$). При больших отношениях площадей $\bar{F}_m$ для получения умерен-

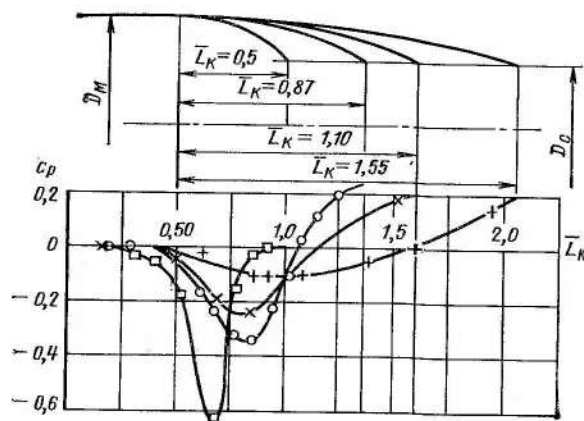


Рис. 10.10. Изменение коэффициента давления вдоль образующей кормы в зависимости от ее относительной длины $\bar{L}_k = L_k/D_m$ ($\bar{F}_m = 2,5$)

ных углов наклона кормы ($\theta_{\text{кор}} \leq 14 \dots 16^\circ$), при которых обеспечивается безотрывное обтекание кормовых частей, нужно иметь большую относительную длину кормы $\bar{L}_k = L_k/D_m$. Наличие изломов (угловых точек) в контуре обвода кормы приводит к увеличению внешнего сопротивления, поэтому целесообразно производить скругление контура кормовой части в месте ее стыковки с гондолой или фюзеляжем и в местах сочленения регулируемых створок сопла с неподвижной частью его обечайки. Такое скругление производится обычно по дуге круга и оценивается относительным радиусом скругления $\bar{R}_k = R_k/D_m$.

На рис. 10.10 приводятся опытные данные о распределении коэффициента давления $c_p = \frac{p - p_H}{q F_m}$ по внешней поверхности тел вращения с оживальной кормовой частью, которые различаются длиной профилированного участка, для случая дозвукового внешнего обтекания с $M_H = 0,9$. Как видно, чем длиннее профилированный участок кормы и плавнее обводы внешней поверхности, тем меньше $c_{p_{\min}}$ и больше $c_{p_{\max}}$ и тем меньше внешнее сопротивление давления имеет кормовая часть, но следует учитывать, что сопротивление трения при этом несколько увеличивается.

На рис. 10.11 показано влияние $\bar{R}_K$ на эпюру распределения давлений по внешней поверхности кормы и $c_{x_{кор}}$. Как видно, по мере увеличения радиуса скругления угловой точки на корме уменьшается значение наименьшего давления p_{min} (максимального разрежения) и слегка увеличивается значение наибольшего давления p_{max} , что приводит к снижению коэффициента внешнего сопротивления кормы. Влияние этого фактора столь существенно, что вызывает необходимость принять специальные конструктивные меры для снижения внешних потерь. К ним относятся, например, скругление профиля внешнего контура кормы в месте сочленения створок с неподвижной поверхностью гондолы или фюзеляжа, применение гибких элементов в конструкции самих створок взамен шарнирных сочленений.

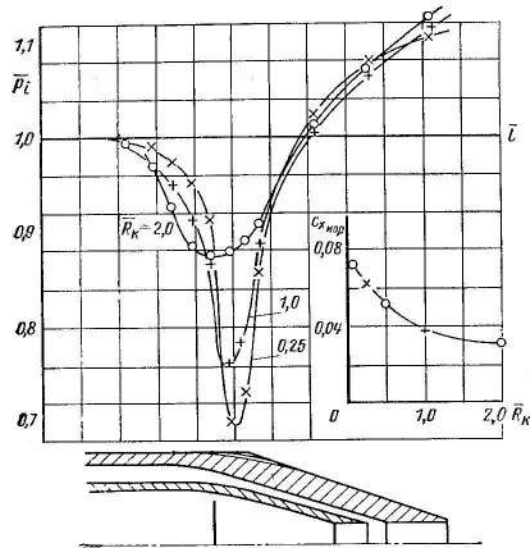


Рис. 10.11. Влияние относительного радиуса скругления конической кормовой части выходного устройства на распределение давления по внешней поверхности и $c_{x_{кор}}$ ($\pi_{с.п}=5$; $M_H=0,9$)

внешней поверхности кормы, а следовательно, и на внешнее сопротивление. Увеличение перепада давлений в сопле $\pi_{с.п}$ вызывает увеличение диаметра «полубочки» на начальном участке реактивной струи, что, как указывалось, приводит к дополнительному повороту внешнего потока у среза кормы и к более интенсивному его торможению. Сказанное иллюстрируют эпюры распределения давлений по корме, представленные на рис. 10.12, а, полученные при дозвуковом внешнем обтекании для случая $\pi_{с.п}=1$ (реактивная струя отсутствует) и $\pi_{с.п}=3$ и 5 , а также зависимости $\bar{X}_{кор}$ от $\pi_{с.п}$ и $\bar{R}_K$, показанные на рис. 10.12, б. Как видно, наличие струи увеличивает давление на конечном участке кормы, при увеличении $\pi_{с.п}$ оно возрастает. Это приводит к тому, что с ростом $\pi_{с.п}$ внешнее сопротивление в указанных условиях несколько снижается. Следует отметить, что на распределение давлений по корме и внешнее сопротивление помимо формы струи влияет также ее эжектирующее действие. Если выпуклая форма струи способствует снижению внешнего сопротивления кормы при ее безотрывном обте-

кании, то эжектирующее действие струи оказывает на сопротивление противоположное влияние. В эксперименте оба эти фактора учитываются в совокупности.

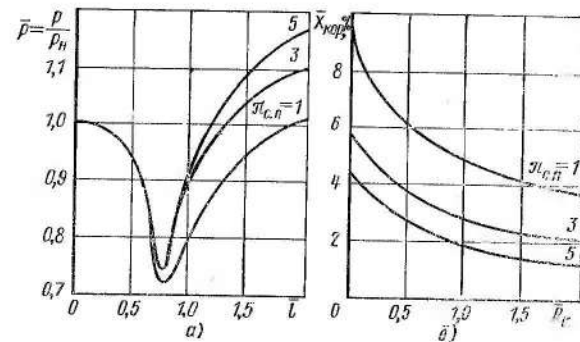


Рис. 10.12. Влияние изменения $\pi_{с.п}$: а — на распределение статических давлений вдоль образующей кормы; б — на зависимости $\bar{X}_{кор}$ от $\bar{R}_K$ при $M_H=0,9$; $\theta_{кор}=15^\circ$

Начальная толщина пограничного слоя у выходных устройств в натурных условиях их работы определяется длиной поверхности мотогондолы (или фюзеляжа), на которой происходит формирование и развитие пограничного слоя, затем стекающего на корму. Относительную толщину начального пограничного слоя оценивают коэффициентом $\delta_n = \delta_n / D_m$, где δ_n — начальная толщина пограничного слоя. Она у сравнительно коротких мотогондол составляет 6—8%, а в фюзеляжных компоновках — 14—18% от диаметра миделя. Исследования показали, что при увеличении δ_n коэффициент сопротивления кормовых частей уменьшается. Это объясняется тем, что толстый пограничный слой сглаживает изломы и неровности внешней поверхности, а сама форма тела, поправленная на толщину вытеснения пограничного слоя, оказывается более плавной. Влияние δ_n на $c_{x_{кор}}$ кормы показано на рис. 10.13.

Профилирование выходного устройства, имеющего оптимальную форму внешней поверхности кормы, представляет весьма сложную задачу, которая тем не менее с применением современной вычислительной техники и имеющихся опытных данных может быть решена.

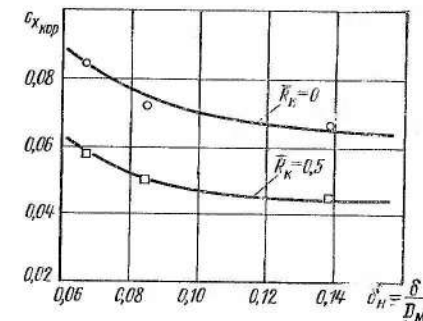


Рис. 10.13. Влияние относительной толщины пограничного слоя на коэффициент сопротивления конических кормовых частей при $M_H=0,9$; $\theta_{кор}=15^\circ$

10.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ СОПЕЛ ЛАВАЛЯ

Характеристиками выходных сопел принято называть зависимости коэффициента эффективной тяги сопла $\bar{R}_{с.эф}$ от полной степени понижения давления газа и числа M полета (внешнего потока). При определенных допущениях $\pi_{с.п}$ и M_H являются параметрами подобия однозначно определяющими режим работы сопла. К чис-

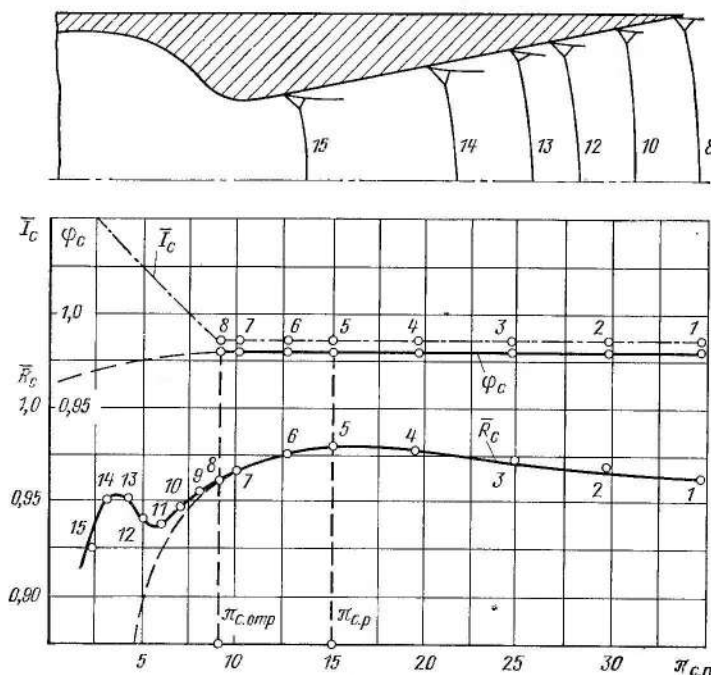


Рис. 10.14. Характеристики конического сопла Лавалья

лу этих допущений относятся автомодельность внутреннего и внешнего потока по числам Рейнольдса ($Re > R_{кр}$); постоянство k_T и R_T , определяющих физические свойства газа; подобие полей давлений, скоростей и температур во входном сечении сопла и в начальном сечении внешнего потока (включая пограничные слои).

В условиях старта ($V=0$) внешнее обтекание отсутствует, а на автомодельных режимах работы сопла его характеристики не зависят от условий внешнего обтекания. В таких случаях их принято строить в виде зависимостей коэффициента тяги $\bar{R}_{с.эф}$ от одного параметра подобия — $\pi_{с.п}$. Именно такие характеристики рассматриваются ниже для нерегулируемых сопел Лавалья.

На рис. 10.14 приведены экспериментальные характеристики конического сопла Лавалья ($\bar{F}_c=2,5$; $\alpha=12^\circ$). Экспериментальные

точки, снятые при различных значениях $\pi_{с.п}$, отмечены цифрами с 1 по 15. Расчетный режим соответствует точке 5, где $\pi_{с.р}=15$. Правее точки 5 снижение $\bar{R}_{с.эф}$ вызвано потерями от недорасширения, левее — от перерасширения. На этом же графике показана зависимость коэффициентов $\bar{I}_c$ и $\bar{\Phi}_c$ от $\pi_{с.п}$. Во всем диапазоне $\pi_{с.п}$ правее точки 8 сопло работает на автомодельных режимах. В этой области режимов работы сопла течение в его внутреннем канале является подобным (автомодельным); соответственно коэффициенты $\bar{I}_c$ и $\bar{\Phi}_c$ остаются постоянными.

При значительном уменьшении $\pi_{с.п}$ по сравнению с $\pi_{с.р}$ в сопле наступает отрывной режим течения. На рис. 10.14 начало отрыва в сопле соответствует $\pi_{с.отр}=9$. При $\pi_{с.п} < \pi_{с.отр}$ подобие течений внутри сопла нарушается. Коэффициенты $\bar{I}_c$ и $\bar{\Phi}_c$ (расчет которых становится весьма сложным) в этой области режимов уже не сохраняются постоянными. По мере уменьшения $\pi_{с.п}$ область отрыва постепенно расширяется, а точка начала отрыва перемещается к критическому сечению. На режимах отрыва возникает сложное течение, характерное наличием внутри сопла скачка уплотнения, в котором происходит повышение давления практически до давления p_H . Расположение этого скачка внутри сопла для режимов с 8 до 15 показано на рис. 10.14 сверху.

Появление отрыва приводит к некоторому возрастанию коэффициента $\bar{R}_{с.эф}$ по сравнению с его возможными значениями при безотрывном течении в сопле. Это объясняется тем, что на всем участке сопла правее точки отрыва давление становится близким к атмосферному, т. е. более высоким, чем при безотрывном течении на режиме перерасширения. Поэтому потери от перерасширения уменьшаются. Однако при малых $\pi_{с.п}$ они все равно остаются весьма значительными.

На рис. 10.15 даны характеристики сопел Лавалья с различными значениями относительной площади среза $\bar{F}_c$. Кривая для $\bar{F}_c=1$ соответствует сужающемуся соплу. Как видно, на режимах полного расширения (где $\bar{R}_{с.эф}=\bar{\Phi}_c$), отмеченных на рисунке кружками, коэффициент потерь при различных $\bar{F}_c$ примерно одинаков. При высоких значениях $\bar{F}_c$ зависимости $\Delta \bar{R}_{с.эф}$ от $\pi_{с.п}$ вблизи расчетного режима сопла протекают сравнительно полого. Это указывает на возможность выполнения сопел с довольно значительным недорасширением. Такие сопла, имея небольшие потери от недорасширения при высоких значениях $\pi_{с.п}$, обеспечивают меньшие потери от перерасширения в области низких значений $\pi_{с.п}$. Левее точек, отмеченных крестиками, возникает отрыв потока и нарушается автомодельность течения. Штриховыми линиями показано протекание характеристик для случая, если бы режим продолжал оставаться автомодельным.

Из сравнения характеристик нерегулируемых сопел Лавалья, приведенных на рис. 10.15, можно сделать вывод: чем на большие числа M полета рассчитано нерегулируемое сопло Лавалья (т. е. чем выше $\bar{F}_c$), тем более высокие потери оно дает на пониженных скоростях полета (при малых $\pi_{с.п}$). Если же рассчитывать сопло на

малых числах M полета (т. е. выбирать меньшие значения $\bar{F}_c$), то значительно возрастают потери при высоких числах M полета (при больших $\lambda_{с.п.}$). Устранить это противоречие можно регулированием относительной площади среза сопла. Если считать, что внутренние

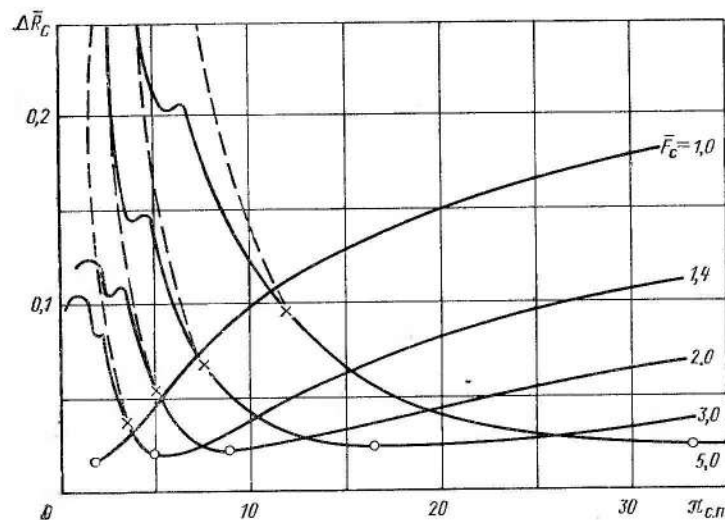


рис. 10.15. Характеристики нерегулируемых сопел Лавалля с различными значениями $\bar{F}_c$

потери при таком регулировании останутся такими же, как у нерегулируемых сопел с соответствующими значениями $\bar{F}_c$, то характеристика всережимного регулируемого сопла Лавалля будет представлять собой огибающую семейства характеристик нерегулируемых сопел. В действительности внутренние потери у регулируемого сопла несколько увеличиваются из-за неровностей в сочленениях створок и возможной их негерметичности. Нужно учитывать также наличие внешнего сопротивления.

Следовательно, всережимное регулируемое сопло Лавалля должно иметь изменяемое отношение площадей $\bar{F}_c$. Помимо этого, для ГТД возникает необходимость регулирования самой площади критического сечения сопла. Такое регулирование площади $F_{кп}$ при одновременном изменении отношения площадей $\bar{F}_c$ может быть осуществлено применением многостворчатого сопла. Принципиальная схема такого сопла показана на рис. 10.16. Изменение площади критического сечения у него осуществляется первым рядом регулируемых створок A . Для независимого изменения площади F_c используется второй ряд регулируемых створок B , которые закреплены шарнирно к концам створок первого ряда. Наконец, третий ряд регулируемых створок C служит для создания такого очертания кормовой поверхности гондолы, при котором внешнее сопротивление

мало, возникающее при уменьшении площади F_c , было бы небольшим. Буквой D обозначены шарнирные сочленения створок.

На рис. 10.17 показана конструктивная схема всережимного регулируемого сопла Лавалля ДТРДФ F-100. Оно имеет три венца регулируемых створок 1, 2 и 3. Основная особенность этого сопла состоит в том, что его первичные створки 1, регулирующие площадь критического сечения, в газодинамическом отношении

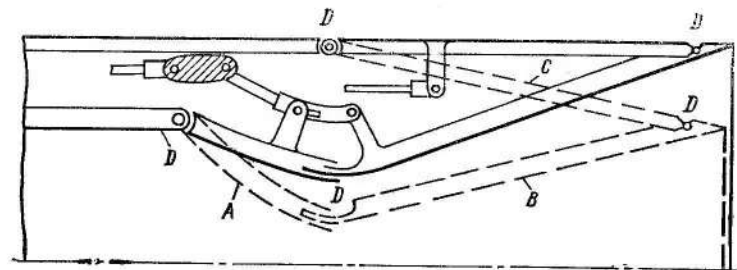


Рис. 10.16. Схема регулируемого сопла Лавалля

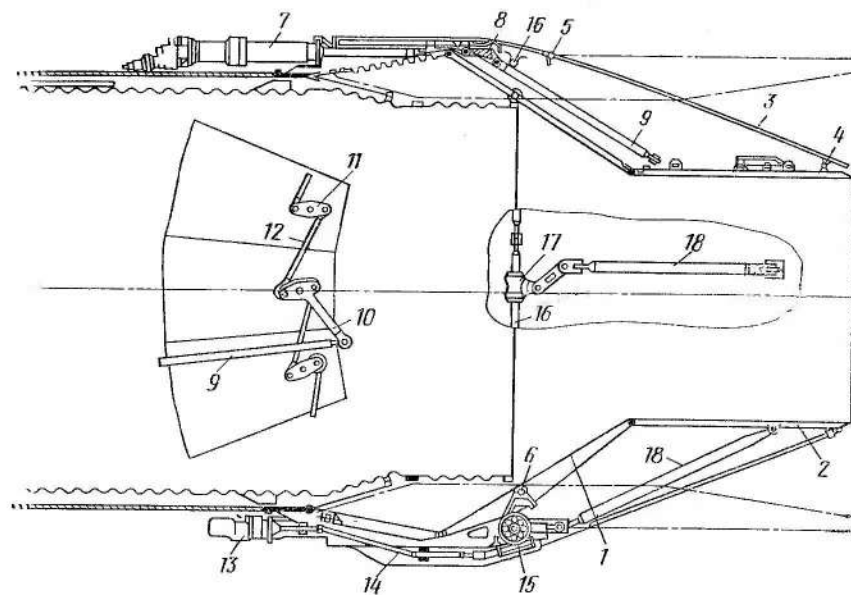


Рис. 10.17. Схема выходного устройства ДТРДФ F-100:

1, 2, 3—венцы регулируемых створок; 4, 5—шарниры; 6—ось подвески створок; 7—пневмоцилиндр; 8—силовое кольцо; 9, 12, 18—тяги; 10—жеромысло; 11—серьга; 13—пневмомотор; 14, 16—гибкие передачи; 15—червячная пара; 17—секторный привод

являются уравновешенными, т. е. они подвешиваются к корпусу сопла не консолями, а оси их подвески 6 расположены в центре давления створок. Это позволяет уменьшить усилия, действующие на створки сопла при управлении ими, и тем самым снизить массу самих створок и приводного механизма, несмотря на увеличение длины створок и усложнение конструкции. В данном случае управ-

ление створками 1 осуществляется от трех легких пневмоцилиндров 7, которые через силовое кольцо 8 и тяги 9 поворачивают коромысла 10. Последние либо стягивают, либо распускают браслет, состоящий из серег 11 и тяг 12, опоясывающий все створки. Этот браслет одновременно является синхронизатором перемещения створок и демпфером их колебаний.

Вторичные внутренние 2 и внешние 3 створки расширяющейся части сопла связаны между собой кинематически и имеют независимое от первичных створок регулирование для получения нужного значения отношения площадей $\bar{F}_c$. Сопло имеет на режиме полного форсажа $\bar{F}_c = 1,6$ (штрихпунктирные линии на рис. 10.16), а на максимальном режиме $\theta_{кор} = 18^\circ$, что обеспечивает компромисс между малыми потерями от недорасширения при сверхзвуковом полете и небольшим внешним сопротивлением при трансзвуковых скоростях полета. Привод вторичных створок осуществляется от одного пневмомотора 13, который через гибкую передачу 14 и червячную пару 15 вращает гибкий вал 16, управляющий синхронно всеми створками 2 через секторные приводы 17 и тяги 18.

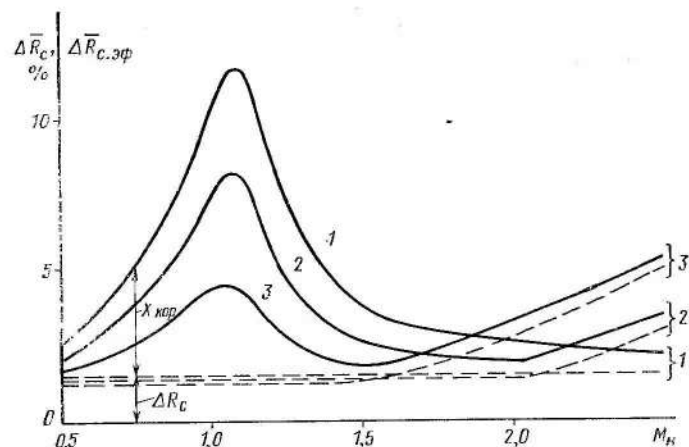


Рис. 10.18. Характеристики регулируемых сопел Лавалья:
— $\Delta R_{c.эф}$; --- ΔR_c ; 1 — $M_{H.p} = 2,5$; 2 — $M_{H.p} = 2,0$; 3 — $M_{H.p} = 1,5$

Качественное протекание характеристик выходных устройств, использующих регулируемое сопло Лавалья, с учетом внешнего сопротивления приведены на рис. 10.18. Характеристики даны для трех сопел, имеющих различные значения $\bar{F}_{c \max}$. Сопло 2 рассчитано на меньшее число M полета и имеет более низкое значение $\bar{F}_{c \max}$, чем сопло 1. Сопло 3 — ирисового типа — имеет еще меньшее значение $\bar{F}_{c \max}$. Как видно, на протекание характеристик значительное влияние оказывает $\bar{F}_{c \max}(M_{H.p})$. У сопел, рассчитанных на более высокие числа M полета, потери эффективной тяги в расчетных условиях полета получаются меньшими за счет практического отсутствия потерь на недорасширение газового потока в сопле, но в области трансзвуковых скоростей полета потери эффективной тяги у них оказываются более высокими. При этом внутренние потери у сравниваемых сопел в области трансзвуковых скоростей полета получаются одного порядка.

Характерный вид кривых изменения потерь эффективной тяги с числом в области $M_{H.p} = 1,0 \dots 1,2$ связан в основном со значительным внешним сопротивлением выходных устройств в области трансзвуковых скоростей полета. Наиболее высоким пик получается у сопла 1, рассчитанного на $M_{H.p} = 2,5$ и имеющего наибольшее значение $\bar{F}_{c \max}$. Физически это объясняется тем, что у сопла с более высоким значением $\bar{F}_{c \max}$ в расчетных условиях полета требуется иметь большую площадь среза сопла. Но тогда в области трансзвуковых скоростей полета потребная площадь струи (при ее полном расширении) оказывается значительно меньше площади среза сопла. Возникает необходимость большего прикрытия створок сопла на этих режимах полета, что и приводит к увеличению внешнего сопротивления.

Потери эффективной тяги сверхзвуковых выходных устройств повышаются также при выключении форсажа. Это объясняется тем, что $R_{c.лн}$ при этом снижается, а внешнее сопротивление увеличивается, так как уменьшение площади $F_{кр}$ при выключении форсажа (в 1,5—2 раза) приводит к необходимости уменьшать также и выходную площадь сопла F_c , т. е. больше прикрывать внешние створки сопла.

Отсюда следует важный вывод о том, что для многорежимных самолетов, у которых значительная часть задач выполняется в диапазоне трансзвуковых скоростей полета, может оказаться выгодным использовать сопла с малым отношением площадей $\bar{F}_{c \max}$. Это позволяет при умеренных потерях эффективной тяги выходного устройства за счет недорасширения при $M_{H.p \max}$ (в пределах не более 2—5%) упростить конструкцию и уменьшить массу, а также снизить потери в сопле в области трансзвуковых скоростей полета.

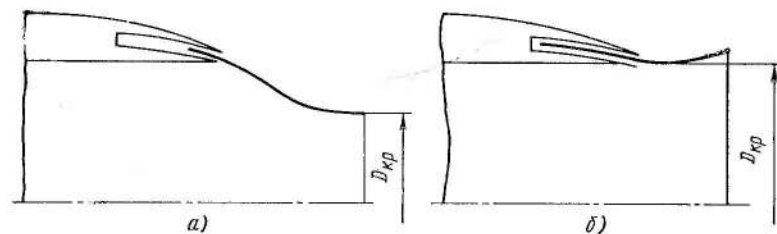


Рис. 10.19. Схема «ирисового» сопла:

а — положение створок для максимального режима; б — для режима форсажа

В частности, указанным требованиям в известной степени удовлетворяют «ирисовые» сопла, которые являются разновидностью сопел Лавалья. Они имеют всего один венец регулируемых створок. Створки перемещаются в продольном направлении по криволинейным направляющим, установленным в кожухе форсажной камеры (рис. 10.19). Сложная пространственная кинематика обеспечивает на бесфорсажных режимах смещения створок назад с одновремен-

ным их поворотом во внутреннюю сторону. Этим достигается уменьшение площади $F_{кр}$, а сами створки образуют сужающееся сопло, причем их внешний контур служит плавным продолжением обвода кормовой части фюзеляжа.

На форсажных режимах створки перемещаются вперед и поворачиваются во внешнюю сторону. Благодаря S-образной форме створок это обеспечивает не только увеличение площади $F_{кр}$, но и превращение звукового сопла в сверхзвуковое с относительно небольшим превышением площади выходного сечения над площадью критического сечения. Такая схема обеспечивает $\bar{F}_c \approx 1,3 \dots 1,4$. «Ирисовые» сопла конструктивно проще и имеют меньшую массу. Их охлаждение обеспечивается тем же воздухом, которым охлаждается форсажная камера. Они обладают малым внешним сопротивлением и малыми потерями эффективной тяги в области трансзвуковых скоростей полета. Но на сверхзвуковых скоростях полета они имеют повышенные потери (см. рис. 10.18 кривая 3), что обусловлено недорасширением газа, так как они конструктивно не обеспечивают требуемых для этого значений $\bar{F}_c$.

Как видно, всережимные регулируемые сопла Лавалля обладают значительной конструктивной сложностью. Это послужило причиной разработки и создания других схем выходных сопел. К ним относятся эжекторные сопла и сопла с центральным телом.

10.4. ЭЖЕКТОРНЫЕ СОПЛА

Этот вид сопел отличается от сопел Лавалля тем, что у них сверхзвуковой контур полностью или частично заменен границей свободной сверхзвуковой струи, а для улучшения характеристик осуществляется подача в сопло вторичного (эжектируемого) воздуха. Сопла этого типа называют также соплами с разрывом сверхзвукового контура.

На рис. 10.20 изображены четыре различные схемы эжекторных сопел, отличающихся как протяженностью, так и местом расположения поверхности разрыва сверхзвукового контура, изображенной штриховой линией. Все они состоят из первичного сопла 1 и обечайки 2. Первичное сопло в схемах а и б сужающееся, а в схемах в и г оно выполнено в виде сопла Лавалля с малым отношением площадей $\bar{F}_c$. Обечайки в схемах а и в имеют цилиндрическую форму внутренней поверхности, а в схемах б и г — коническую или специальным образом спрофилированную.

Сопло с разрывом сверхзвукового контура регулировать конструктивно проще, чем сопло Лавалля. Это объясняется тем, что площадь критического сечения первичного сопла у них может изменяться за счет использования обычных регулируемых створок. Для регулирования же площади выходного сечения могут применяться более простые, чем в регулируемом сопле Лавалля, створчатые конструкции обечайки. Дополнительная возможность регулирования обеспечивается подачей вторичного воздуха, благодаря чему сама граница свободной струи может в той или иной степени изменить

свою форму, приспособляясь к изменению положения регулируемых створок и перепада давлений в сопле. Подача вторичного воздуха способствует при этом снижению внутренних потерь в сопле, а также обеспечивает интенсивное охлаждение элементов конструкций. Наконец, применение таких сопел в ряде случаев позволяет решить задачу оптимального согласования работы входного устройства, двигателя и выходного устройства, т. е. такого согласо-

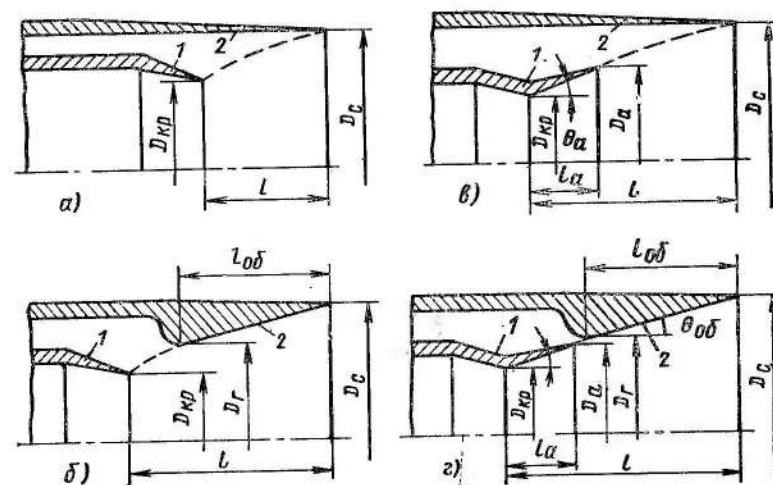


Рис. 10.20. Схемы эжекторных сопел

вания их работы, при котором обеспечивается максимальная эффективная тяга силовой установки. Это объясняется возможностью перепуска части воздуха, входящего в воздухозаборник, но излишнего для двигателя, в выходное сопло со значительно меньшими потерями, чем при каком-либо другом способе его перепуска.

Основные геометрические параметры рассматриваемых сопел указаны на рис. 10.20. Помимо относительной площади среза $\bar{F}_c$ и углов конусности сопла и обечайки θ_a и $\theta_{об}$, важными относительными геометрическими параметрами являются:

$F_a = F_a / F_{кр}$ — относительная площадь среза сверхзвукового первичного сопла;

$F_c = F_{г} / F_{кр}$ — относительная площадь горла обечайки;

$l_{об} = l_{об} / D_c$ — относительная длина профилированного участка обечайки;

$\bar{l} = l / D_c$ — параметр, характеризующий расположение первичного сопла по отношению к обечайке.

Расход, полное давление и заторможенную температуру основного (первичного) потока будем обозначать $G_{в.}$, p_1^* и T_1^* , а вторичного $G_{в.}$, p_2^* и T_2^* . Относительный расход вторичного воздуха будем характеризовать коэффициентом эжекции, равным

$$k_{эж} = G_{в2}/G_{в1}, \quad (10.38)$$

а относительное полное давление во вторичном потоке — параметром

$$\bar{p}_2^* = p_2^*/p_1^*. \quad (10.39)$$

Следует заметить, что при разных температурах первичного и вторичного потоков соблюдение подобия течений в соплах с подачей вторичного воздуха требует равенства отношения приведенных расходов воздуха, т. е. соблюдения условия

$$\frac{G_{пр2}}{G_{пр1}} = \frac{G_{в2}}{G_{в1}} \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1^*}} \frac{p_1^*}{p_2^*} = \frac{\bar{k}_{эж}}{\bar{k}_{эж}^*} = \text{const},$$

где

$$\bar{k}_{эж} = \frac{G_{в2}}{G_{в1}} \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1^*}}.$$

Но поскольку отношение давлений $\bar{p}_2^*$ всегда рассматривается как независимый параметр сопла, то отношение расходов воздуха принято характеризовать так называемым *приведенным коэффициентом эжекции*, равным

$$\bar{k}_{эж} = k_{эж} \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1^*}}. \quad (10.40)$$

Именно эти два параметра $\bar{p}_2^*$ и $\bar{k}_{эж}$ используются в качестве критериев подобия при построении характеристик эжекторных сопел.

Эжекторные выходные устройства с цилиндрической обечайкой и сужающимся первичным соплом. Рассмотрим вначале принцип работы и особенности процесса простейшего эжекторного выходного устройства, состоящего из сужающегося первичного сопла и цилиндрической обечайки (рис. 10.21). Его конструктивная простота определяется тем, что сверхзвуковой контур на всем его протяжении заменен поверхностью свободной сверхзвуковой струи $a-m$. Предположим, что $G_{в2} = 0$ (вторичный воздух не подается), а $\pi_{с.п}$ соответствует расчетному перепаду эквивалентного по $\bar{F}_c$ сопла Лавалья. Физическая картина течения газа для этого случая представлена на верхней части рис. 10.21, *а*. Внизу на этом же рисунке изображена эпюра распределения статических давлений по рабочим поверхностям вторичного контура.

На выходе из первичного сопла поток расширяется при обтекании угловой точки a (характеристики течения разрежения изображены штриховыми, а волны сжатия — сплошными линиями). В результате образуется свободная сверхзвуковая струя, которая затем присоединяется в точке m к стенке обечайки. Вследствие вязкости на границе этой струи развивается турбулентный слой смешения, в который вовлекается некоторое количество газа из застойной (вихревой) зоны A . Это индуцирует в зоне A вихревое дви-

жение. В окрестности точки m происходит поворот сверхзвукового потока в направлении стенки обечайки (на угол ψ), что приводит к возникновению скачка уплотнений $m-n$.

В вихревой зоне и на большей части поверхности свободной струи устанавливается всюду одинаковое давление p_2 (на расчетном режиме сопла более высокое, чем давление p_H). Лишь в обла-

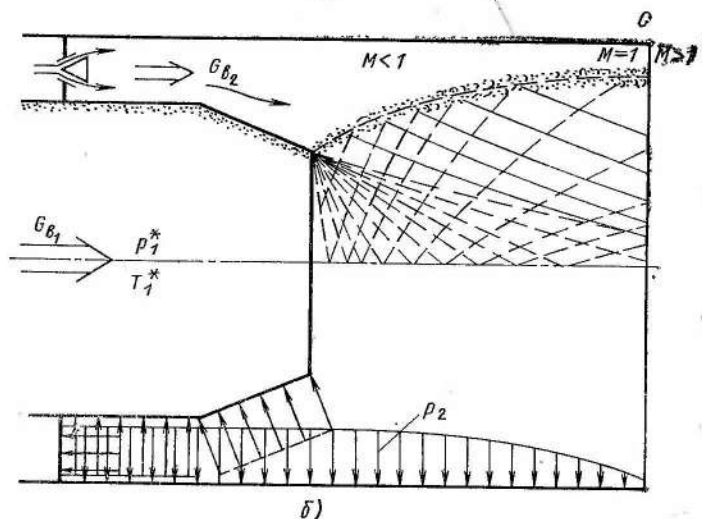
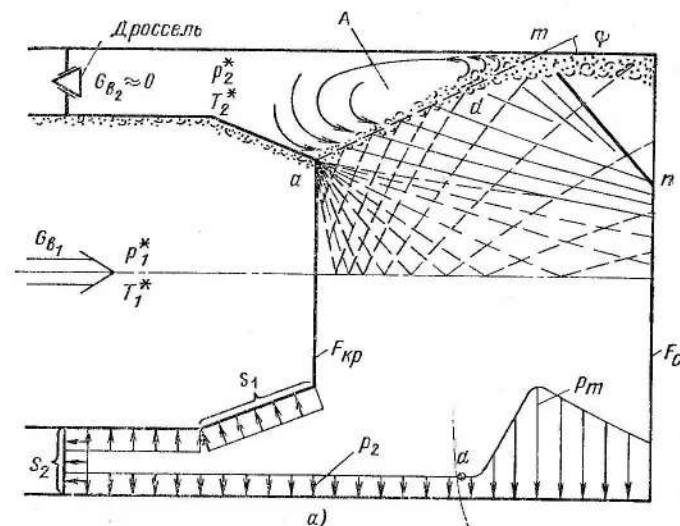


Рис. 10.21. Схема течения в эжекторном сопле с цилиндрической обечайкой:

а — при $\bar{k}_{эж} < \bar{k}_{эж.гр}$; *б* — при $\bar{k}_{эж} > \bar{k}_{эж.гр}$

сти присоединения первичного потока к обечайке (на участке $d-m$) создается местное увеличение статического давления, вызванное сжатием газа в скачке уплотнения $m-n$ и предшествующим ему волнам сжатия. Далее за точкой присоединения m статическое давление вдоль поверхности обечайки постепенно снижается (см. эпюру давлений) из-за попадания на нее волн разрежения.

Увеличение тяги сопла рассмотренной схемы $R_{с.эж}$ по сравнению с тягой сужающегося сопла $R_{с.суж}$ обусловлено в данном случае появлением избыточного давления во вторичном потоке. Как видно из рис. 10.21, а, этот прирост тяги равен осевой проекции равнодействующей сил избыточного давления, действующих на внешнюю поверхность сужающегося сопла S_1 и торцевую поверхность S_2 . Сумма проекций этих поверхностей на плоскость, нормальную к оси сопла, равна $F_c - F_{кр}$, поэтому

$$R_{с.эж} = R_{с.суж} + (p_2 - p_H)(F_c - F_{кр}). \quad (10.41)$$

Из формулы (10.41) видно, что прирост тяги в эжекторном сопле с цилиндрической обечайкой по сравнению с тягой сужающегося сопла получается тем более высоким, чем значительнее давление p_2 превышает атмосферное давление p_H .

Сравнение получаемой тяги $R_{с.эж}$ с тягой, создаваемой сужающимся соплом и эквивалентным соплом Лавала, показывает, что тяга эжекторного сопла выше, чем у сужающегося сопла, но все же более низкая, чем у сопла Лавала, что обусловлено весьма большими внутренними потерями в эжекторных соплах с цилиндрической обечайкой.

Внутренние потери в соплах рассматриваемых схем связаны с двумя факторами. Во-первых, возникают волновые потери на скачке уплотнения $m-n$, образующемся в области присоединения сверхзвуковой струи к поверхности обечайки. Во-вторых, наличие свободной поверхности сверхзвуковой струи большой протяженности приводит к тому, что вследствие турбулентной вязкости часть кинетической энергии первичного потока расходуется на поддержание вихревого движения газа в застойной зоне и на преодоление турбулентного трения, возникающего на границе смешения двух потоков, обладающих различными скоростями. Наконец, имеются еще потери на трение газа о стенку обечайки и потери, обусловленные неравномерностью потока на выходе из сопла.

Потери в скачке $m-n$ и от турбулентного трения на границе смешения являются специфическими для эжекторных сопел. Они увеличиваются с возрастанием $\bar{F}_c$, так как повышается число M в первичном потоке перед скачком $m-n$ и растет общая поверхность смешения потоков. Эти потери приводят в конечном счете к снижению давления p_2 и, как видно из формулы (10.41), уменьшают возможный прирост тяги от установки эжекторной обечайки.

Подача вторичного воздуха существенно меняет картину течения и, в частности, приводит к снижению указанных потерь. При увеличении $k_{эж}$ относительное давление вторичного воздуха $\bar{p}_2 = p_2/p_1^*$ в вихревой зоне увеличивается, а число M на границе пер-

вичного потока и угол φ присоединения его к поверхности обечайки уменьшаются. Это приводит к уменьшению интенсивности скачка уплотнения $m-n$ и к снижению волновых потерь. При некотором значении $k_{эж} = k_{эж.гр}$ (называемом граничным) давление в вихревой зоне повышается настолько, что угол φ становится равным нулю и скачок уплотнения у стенки обечайки исчезает. При этом исчезают и волновые потери в этом скачке. Прекращается также вихревое движение газа в застойной зоне. Течение становится таким,

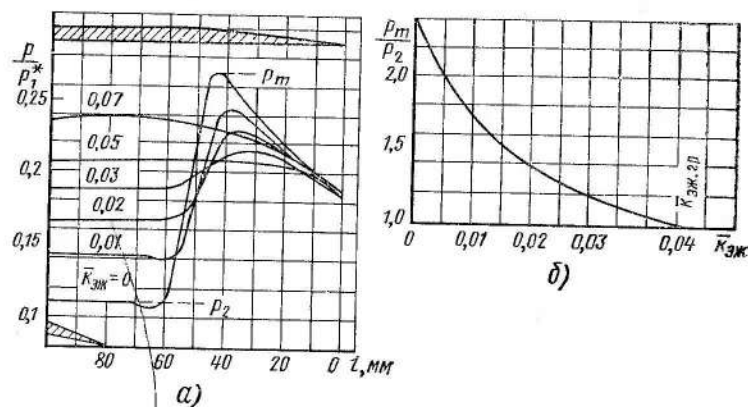


Рис. 10.22. К определению $\bar{k}_{эж.гр}$:

а—эпюры статических давлений для внутренней поверхности цилиндрической обечайки; б—зависимость p_m/p_2 от $\bar{k}_{эж}$ ($\bar{F}_c = 1,86$; $\theta_{об} = 0^\circ$; $\bar{l} = 0,8$)

как показано на рис. 10.21, б. Как видно, во вторичном потоке уже отсутствует местное повышение давления у поверхности обечайки, а сверхзвуковая струя вблизи обечайки поворачивается плавно, без образования скачков уплотнения на границе первичного потока. Дальнейшее увеличение $\bar{k}_{эж}$ уже не способствует заметному снижению внутренних потерь в сопле.

При увеличении $\bar{k}_{эж}$ до $\bar{k}_{эж.гр}$ изменяется характер распределения давления по внутренней поверхности обечайки. Как видно из рис. 10.22, относительное давление во вторичном потоке с ростом $\bar{k}_{эж}$ увеличивается, а отношение давлений p_m/p_2 уменьшается, что и характеризует снижение интенсивности образующегося у обечайки пространственного скачка. Значение $\bar{k}_{эж.гр}$ определяется условием $p_m/p_2 = 1,0$. Интенсивное увеличение давления p_2 при увеличении $\bar{k}_{эж}$ до указанного значения $\bar{k}_{эж.гр}$ приводит к довольно значительному увеличению коэффициента тяги по сравнению с его значением при $\bar{k}_{эж} = 0$.

Потери в эжекторных соплах оцениваются коэффициентом тяги

$$\bar{R}_{с.эж} = R_{с.эж} / (R_{с.ид.1} + R_{с.ид.2}), \quad (10.42)$$

где $R_{с.ид.1}$ и $R_{с.ид.2}$ — идеальные тяги первичного и вторичного потоков; $R_{с.эж}$ — тяга эжекторного сопла.

Коэффициент импульса в рассматриваемом случае равен

$$\bar{I}_{св} = I_{с.ад.1} / (I_{с.ад.1} + I_{с.ад.2}), \quad (10.43)$$

где $I_{с.ад.1}$ и $I_{с.ад.2}$ — импульсы первичного и вторичного потоков при отсутствии потерь.

Следует заметить, что в определении $R_{с.вл.2}$ и, в особенности, $I_{с.ад.2}$ возникают определенные трудности. Это связано с тем, что давление p_2^* на некоторых режимах работы сопла может быть меньшим p_H . Кроме того, для подсчета отдельно импульсов первичного и вторичного потоков нужно знать площади первичного и вторичного потоков в выходном сечении сопла (каждого в отдельности). По этой причине в целях упрощения расчетов в ряде случаев при обработке экспериментальных данных используют коэффициенты

$$\bar{R}_{с1} = R_{с1} / R_{с.вл.1} \text{ или } \bar{I}_{с1} = I_{с1} / I_{с.ад.1}, \quad (10.44)$$

в которых суммарная замеренная тяга или суммарный замеренный импульс сопла относят к идеальной тяге или идеальному импульсу, определенному только по первичному потоку. При этом $I_{с.ад.1}$ определяют как для сопла Лавалья с заданным отношением площадей $\bar{F}_c$. Определенные таким способом коэффициенты потерь при $\bar{K}_{эж} \neq 0$ могут иметь значения, большие единицы, что затрудняет их использование для физического анализа. Но для расчета значений $I_{с1}$ или $R_{с1}$, получающихся при применении конкретного испытанного сопла, они более удобны.

На рис. 10.23 кривые 1 показывают характеристики эжекторного сопла с цилиндрической обечайкой для расчетного режима его работы в зависимости от $\bar{K}_{эж}$. Как видно, по мере увеличения $\bar{K}_{эж}$ до $\bar{K}_{эж.гр} \approx 0,06$ происходит увеличение $\bar{R}_{с.вл.}$. Указанное значение

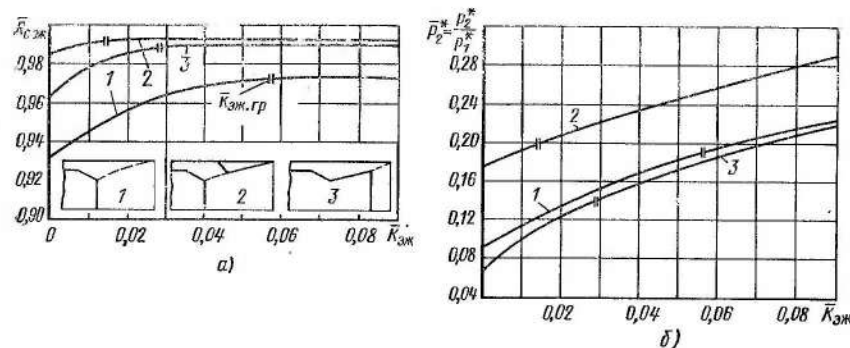


Рис. 10.23. Внутренние характеристики эжекторных сопел трех различных схем при $\bar{F}_c = 2,3$

$\bar{K}_{эж.гр}$ является как бы границей перехода от одной области режимов течения (рис. 10.21, а) к другой области (рис. 10.21, б). При $\bar{K}_{эж} > \bar{K}_{эж.гр}$ значения $\bar{R}_{с.вл.}$ начинают снижаться, но очень незначительно. Интенсивность же роста давления p_2^* уменьшается.

Эжекторные сопла с цилиндрической обечайкой нашли широкое применение в сверхзвуковых самолетах с относительно небольшими значениями $M_{H \max}$ ($M_{H \max} < 1,6$). Такая схема выходного уст-

ройства (рис. 10.24) появилась как естественное усовершенствование обычного сужающегося сопла, которое устанавливалось в фюзеляже с заглублением, а подача вторичного воздуха определялась потребностями охлаждения форсажной камеры и составляла 2—3% по отношению к расходу газа через сопло двигателя. При невысоких потребных значениях отношения площадей $\bar{F}_c$ характеристики таких простых устройств получались вполне удовлетворительными. Они получили наименование сопел с кормовым охлаждающим эжектором.

Для самолетов с более высокими максимальными числами M полета, у которых $\bar{F}_{c \max} > 1,6 \dots 1,8$, потери в соплах с цилиндрической обечайкой получаются заметно большими, чем в эквивалентном сопле Лавалья и эжекторных соплах более совершенных схем со специальным профилированием обечайки, а иногда и первичного сопла.

Профилированные эжекторные сопла. Снизить потери в эжекторных соплах можно уменьшением разрыва сверхзвукового контура, достигаемым соответствующим профилированием внутренней поверхности обечайки, или применением первичного сопла с небольшим расширяющимся (лавальным) участком (см. рис. 10.20 б, в и г). Рассмотрим эти вопросы.

На рис. 10.25 показаны схемы течения в сопле с профилированной обечайкой при малых ($\bar{K}_{эж} < \bar{K}_{эж.гр}$) и больших ($\bar{K}_{эж} > \bar{K}_{эж.гр}$) коэффициентах эжекции. Принципиально им присущи те же особенности, что и для сопла с цилиндрической обечайкой. Но уже при $\bar{K}_{эж} = 0$ начальное расширение первичного сверхзвукового потока в этом случае получается небольшим и интенсивность скачка уплотнения в области его присоединения к обечайке оказывается значительно меньшей. В сочетании с небольшой поверхностью разрыва сверхзвукового контура это приводит к существенному снижению потерь в таких соплах. Значения $\bar{K}_{эж.гр}$ у них получаются также более низкими. Внутренние потери у сопел с профилированной обечайкой достигают минимума при $\bar{K}_{эж} = 0,01 \dots 0,02$ (см. кривые 2 на рис. 10.23), и при этих значениях $\bar{K}_{эж}$ такие сопла по $\bar{R}_{с.вл.}$ почти не уступают эквивалентному по $\bar{F}_c$ соплу Лавалья.

Выходное устройство с лавальным первичным соплом и с цилиндрической обечайкой (кривая 3 на рис. 10.23) при $\bar{K}_{эж} = 0$ обладает большими потерями, чем сопло с профилированной обечайкой (из-за большего угла встречи первичного потока со стенкой обечайки в точке присоединения), но с увеличением $\bar{K}_{эж}$ коэффициент $\bar{R}_{с.вл.}$ у сопла этой схемы заметно возрастает, и при $\bar{K}_{эж} \approx 0,03$ это сопло почти сравнивается по коэффициенту тяги с соплом, имеющим профилированную обечайку. Его преимуществом является более низкое значение потребного относительного давления вторич-

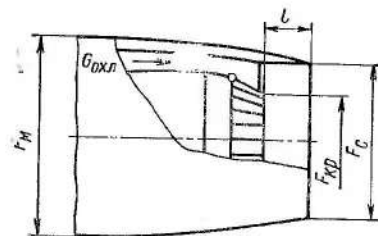


Рис. 10.24. Схема сопла с кормовым эжектором

ного воздуха $\bar{p}_2^*$, что снижает механические нагрузки от избыточного давления на обечайку и позволяет использовать вторичный воздух более низкого давления (например, воздух сливаемого пограничного слоя).

Из сравнения протекания характеристик сопел различных схем по $\pi_{c,n}$ (рис. 10.26) видно, что при одинаковом значении $\bar{F}_c$ в области высоких $\pi_{c,n}$ наименьшие потери имеет сопло Лавала. Сопло

цилиндрической обечайкой имеет более высокие потери, а с профилированной — незначительно большие, чем сопло Лавала. При $\pi_{c,n} < \pi_{c,p}$ во всех трех сравниваемых сверхзвуковых соплах возникают потери от перерасширения. Характерным является то, что у

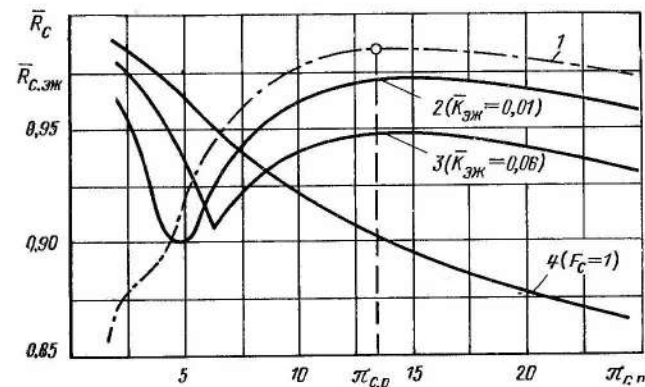


Рис. 10.26. Сравнение протекания характеристик регулируемых сопел различных схем по $\pi_{c,n}$ при $\bar{F}_c = 2,3$:

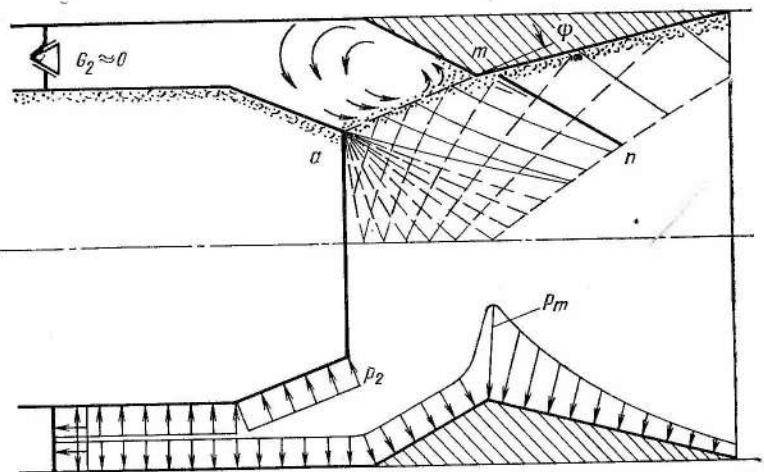
1—сопло Лавала; 2—эжекторное сопло с профилированной обечайкой; 3—эжекторное сопло с цилиндрической обечайкой; 4—сужающееся (звуковое) сопло

эжекторных сопел отрыв потока наступает при несколько более высоких значениях $\pi_{c,отр}$, что приводит к снижению потерь от перерасширения при малых значениях $\pi_{c,n}$. Но все же потери от перерасширения и в эжекторных соплах оказываются достаточно высокими и для их снижения при $\pi_{c,n} < \pi_{c,p}$ эти сопла, как и сопла Лавала, требуют регулирования относительной площади $\bar{F}_c$.

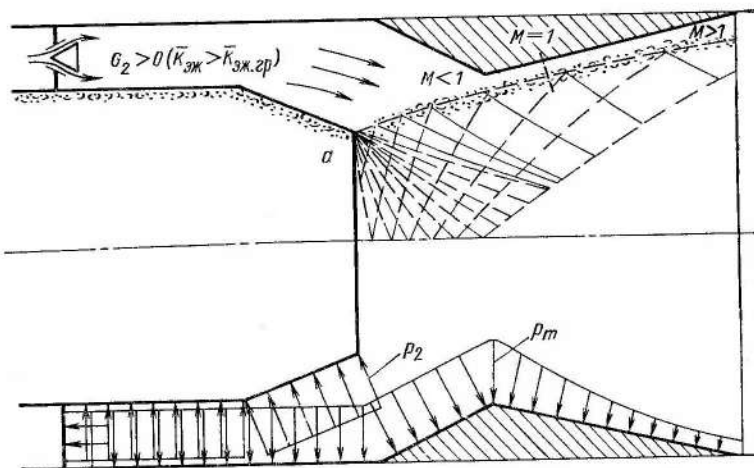
10.5. РЕГУЛИРОВАНИЕ ЭЖЕКТОРНЫХ СОПЕЛ

Эжекторные сопла более просты в регулировании, чем сопла Лавала. Площадь критического сечения у них можно изменять, используя обычные регулируемые створки. Для изменения площади выходного сечения могут быть использованы сравнительно простые обечайки створчатой конструкции. Дополнительные возможности регулирования достигаются подачей вторичного воздуха. Кроме того, вторичный воздух обеспечивает охлаждение форсажной камеры и регулируемых створок, что особенно важно для высокотемпературных двигателей.

При регулировании эжекторных сопел подачей вторичного воздуха необходимо учитывать влияние его отбора на тягу двигателя. Кроме того, между $\bar{k}_{эж}$ и $\bar{p}_2^*$ на автомобильных режимах работы сопла существует однозначная связь, и для получения желаемого значения $\bar{k}_{эж}$ необходимо подавать вторичный воздух определенно-



а)



б)

Рис. 10.25. Схема течения в эжекторном сопле с профилированной (конической) обечайкой:

а—при $\bar{k}_{эж} < \bar{k}_{эж,гр}$; б—при $\bar{k}_{эж} > \bar{k}_{эж,гр}$

го давления, которое зависит от места отбора вторичного воздуха и способа подачи его в сопло.

Вторичный воздух может отбираться из основного воздухозаборника двигателя, или для этой цели может быть использован воздух сливаемого пограничного слоя. В первом случае, как правило, располагаемое давление воздуха в воздухозаборнике превышает требуемое давление вторичного воздуха для сопла, и для снижения давления до требуемого нужно осуществлять дросселирование подаваемого в сопло вторичного воздуха. Внутренняя тяга в этом случае определяется по формуле

$$R = G_{rc} + F_c(p_c - p_H) - G_{v1}V - G_{v2}V = R_c - G_vV(1 + k_{эж}). \quad (10.45)$$

Увеличение $k_{эж}$ в некоторых пределах способствует повышению тяги сопла, но при этом увеличивается количество движения вторичного воздуха, что, как видно из формулы (10.45), снижает тягу двигателя. В каждом конкретном случае имеется значение $k_{эж, опт}$, обеспечивающее наибольшую тягу силовой установки.

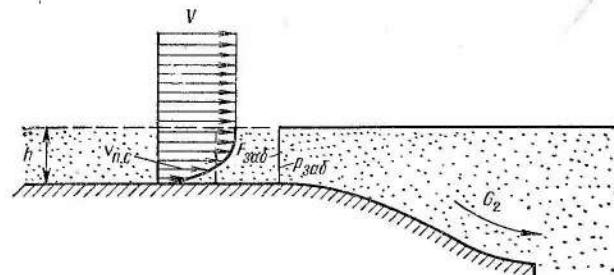


Рис. 10.27. К определению тяги эжекторного сопла с подпиткой воздухом из пограничного слоя

При отборе вторичного воздуха из пограничного слоя у фюзеляжа или мотогондолы, если его располагаемое давление оказывается достаточным, т. е. обеспечивает необходимые значения $k_{эж}$, потери с входным количеством движения вторичного воздуха будут более низкими. В этом случае (рис. 10.27) внутренняя тяга в соответствии с уравнением Эйлера определяется по формуле

$$R = R_c - G_{v1}V - G_{v2}V_{п.с.} - F_{заб}(p_{заб} - p_H), \quad (10.46)$$

где $V_{п.с.} = \frac{1}{h} \int_0^h v_{п.с.} dy$ — средняя скорость воздуха, отбираемого

из пограничного слоя;
 $F_{заб}$ — площадь заборника (или щели) для отбора воздуха;
 $p_{заб}$ — статическое давление отбираемого воздуха, которое обычно близко к давлению p_H .

Следовательно, использование в качестве вторичного воздуха пограничного слоя, сливаемого перед воздухозаборником, который все равно необходимо каким-то образом эвакуировать, в ряде случаев оказывается более целесообразным, поскольку в месте отбора этот воздух уже заторможен и его средняя скорость значительно меньше скорости полета V . В этом случае тяга силовой установки может оказаться более высокой, чем при подаче вторичного воздуха из основного воздухозаборника.

Выбор закона изменения $\bar{F}_c$ и $k_{эж}$ в зависимости от числа M полета, высот полета и режима работы двигателя назначается таким образом, чтобы обеспечивалась максимальная эффективная тяга всей силовой установки. При снижении числа M полета в связи с уменьшением $\pi_{с.л.}$ для предотвращения перерасширения газа в сопле возникает необходимость уменьшения $\bar{F}_c$ и увеличения $k_{эж}$. При этом давление p_2 уменьшается и обычно при $M_H = 0,6 \dots 1,0$ оно может стать меньше давления p_H . В этом случае дополнительная подача вторичного воздуха может осуществляться через специальные створки подпитки, которые открываются под действием создающегося перепада давлений на внешней поверхности гондолы двигателя и во вторичном контуре сопла.

Схема эжекторного выходного устройства с регулируемыми створками первичного сопла 1 и обечайки 2, имеющего, кроме того, регулируемую подачу вторичного воздуха G_{v2} , и створки подпитки 3 для подачи третичного воздуха G_{v3} , показана на рис. 10.28, а. Ниже осевой линии изображено положение регулируемых элементов при максимальной скорости полета на режиме полного форсажа, а выше осевой линии — при околосвуковых числах M полета на максимальном режиме, когда перепад давлений в сопле становится значительно меньше расчетного и уменьшается площадь $F_{кр}$. Створки подпитки позволяют в сопле, рассчитанном на большие числа M полета, предотвратить перерасширение газа на дозвуковых скоростях полета путем подвода в сопло большой массы дополнительного воздуха из внешнего потока. В этом случае наружные створки могут быть выполнены нерегулируемыми, либо регулироваться только на части их длины, как показано на рис. 10.28, а. Венцы створок 2 и 3 могут регулироваться принудительно, либо под действием перепада давлений на их наружной и внутренней поверхностях (флюгерное управление).

На рис. 10.28, б показана другая схема эжекторного сопла, в которой предусмотрено регулирование также двух рядов створок. Первый ряд регулируемых створок 1 при полном раскрытии образует первичное сопло в форме сопла Лавала, а регулируемые створки обечайки 2 при полном раскрытии создают продолжение конического (или профилированного) сверхзвукового контура. Такое положение створок соответствует полету с M_{max} на режиме полного форсажа. При уменьшении числа M полета и при выключении форсажа, т. е. при переходе на максимальный режим, оба ряда створок прикрываются. При этом образуется контур (показан штриховыми линиями), соответствующий эжекторному выходному устройству,

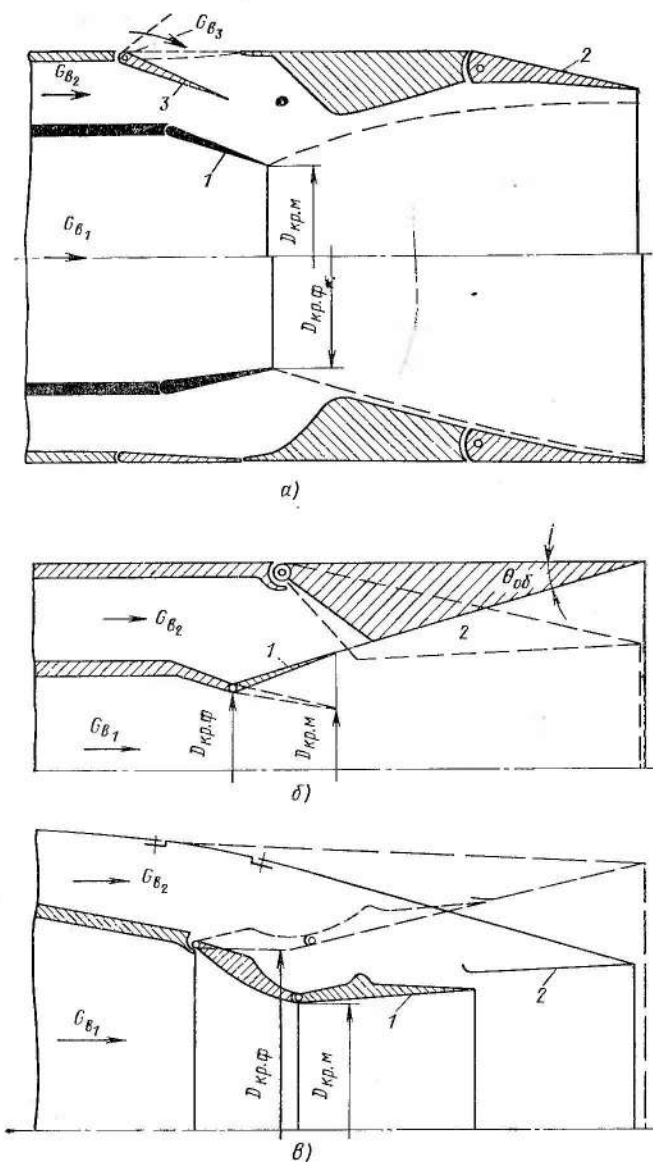


Рис. 10.28. Схемы регулируемых эжекторных сопел

имеющему сужающееся первичное соло и обечайку, близкую к цилиндрической. Прикрытие створок обечайки снижает перерасширение газа в сопле, но приводит к возникновению внешнего сопротивления. Оно должно оптимизироваться из условия получения максимальной эффективной тяги.

На рис. 10.28, в показана схема эжекторного выходного устройства, у которого первичное сопло выполнено в виде регулируемого горла Лавала с небольшим отношением выходной площади к критической и имеются вторичные регулируемые створки. При этом на режиме полного форсажа и при максимальном числе M полета первичные створки 1 и вторичные створки 2, являясь продолжением друг друга, образуют безразрывный сверхзвуковой контур. При полетах с трансзвуковыми скоростями на бесфорсажных режимах уменьшение площади $F_{кр}$ достигается уменьшением площади горла первичного сопла, а створки 1 и 2 устанавливаются в положении, обеспечивающие получение минимальных потерь эффективной тяги.

Вопросы оценки суммарной эффективности эжекторных сопел при их работе в общей схеме силовой установки очень сложны. При их решении возникает необходимость рассмотрения не только внутреннего течения в сопле, но также условий внешнего обтекания с учетом взаимодействия внутреннего и внешнего потоков, о чем говорилось ранее. Не анализируя этот вопрос подробно, заметим лишь, что рассмотренные схемы эжекторных сопел, мало отличающиеся по своим характеристикам при работе двигателя на режимах полного форсажа при больших числах M полета, могут существенно отличаться по коэффициенту эффективной тяги в области трансзвуковых скоростей полета и особенно на бесфорсажных режимах работы двигателя. Для повышения эффективности работы сопла на указанных режимах следует либо принимать специальные меры к улучшению внешней аэродинамики вторичных створок, либо прибегать к особой организации режимов течения в сопле, получивших наименование «отрывных».

Сопла с отрывным режимом течения. Такие сопла имеют обычно более короткие вторичные створки, которые в области дозвуковых и трансзвуковых скоростей полета прикрываются в меньшей степени, чем это требуется для получения полного расширения газа в сопле. Дело в том, что в области чисел M полета 0,8—1,2 и при $\pi_{с.п} = 4 \dots 6$, характерных для существующих двигателей, безотрывное течение в сопле с минимальными потерями эффективной тяги обеспечивается при $\bar{F}_c \leq 1,2 \dots 1,4$. Но поскольку для максимальной скорости полета обычно $\bar{F}_{c \max} = 2,2 \dots 2,5$, то в указанном диапазоне чисел M полета требуется значительное прикрытие створок сопла. Для обеспечения безотрывного внешнего обтекания створки должны были бы быть при этом достаточно длинными, что привело бы к существенному увеличению массы конструктивного выходного устройства. В соплах с отрывным режимом внутреннего течения (рис. 10.29) умышленно ограничивают прикрытие створок сопла значениями $\bar{F}_{c \min} = 1,8 \dots 2,0$. Если бы при этих условиях обеспечивалось безотрывное течение в сопле, то произошло бы зна-

чительное перерасширение газа в нем. Поэтому геометрические размеры сопла, в частности угол $\theta_{\text{экв}}$ (см. рис. 10.29), выбирают так, чтобы струя первичного потока газа не достигала вторичных створок, а имела вид свободной струи.

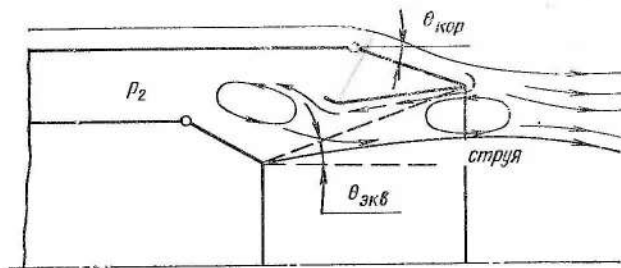


Рис. 10.29. Схема течения в сопле на отрывном режиме

В таком случае не происходит перерасширения газового потока, так как в кольцевую полость между струей и внутренними стенками вторичных створок сопла проникает атмосферный воздух. В результате в этой полости устанавливается вихревое течение, а давление в ней p_2 оказывается близким к атмосферному. Это давление в известной степени характеризует совершенство работы сопла на отрывном режиме. Чем оно выше, тем меньшими потерями эффективной тяги обладает сопло. Снижению давления p_2 по сравнению с атмосферным способствуют эжектирующие действия первичной струи и внешнего потока газа. В этом отношении определенные преимущества имеет сопло, выполненное по схеме, приведенной на рис. 10.28, б. Критическое сечение на максимальных режимах у него приближается к выходному сечению, чем сокращается протяженность свободной поверхности первичной струи, а следовательно и ее эжектирующее действие. Повышению давления p_2 способствуют подача вторичного воздуха и подпитка сопла третичным воздухом через створки подпитки (см. рис. 10.28, а), причем третичный воздух забирается из пристеночного пограничного слоя, поэтому он не создает значительных потерь с входным импульсом. Наконец, повышению давления p_2 способствует также увеличение давления внешнего потока у обреза кормы вследствие его торможения при встрече с недорасширенной сверхзвуковой первичной струей. При этом важное значение имеет сохранение плавности очертания внешнего контура кормовой части при закрытии створок, что, как указывалось, достигается применением гибких элементов в конструкции створок (рис. 10.28, в). Таким путем удастся увеличить восстановление давления на обрезе кормы и этим повысить давление p_2 во вторичном контуре сопла.

Правильный выбор в процессе проектирования сопла значений $\bar{F}_c$, $\theta_{\text{экв}}$, внешнего профиля кормовой части, а также подача в сопло требуемых количеств вторичного (и третичного) воздуха позволяют получать в полете на отрывных режимах работы эжекторного

сопла высокие значения давления p_2 , обеспечивая тем самым, малое донное сопротивление и малые внутренние потери.

Сравнительно невысокое внешнее сопротивление кормовых частей силовых установок с соплами указанного типа в области дозвуковых и трансзвуковых скоростей полета обеспечивается еще и тем, что они, имея узкий диапазон изменения параметра $\bar{F}_c$, прикрываются на малые углы $\theta_{\text{корм}}$, что в совокупности с малой длиной самих створок обеспечивает безотрывное их обтекание, малое снижение статического давления на внешней поверхности по сравнению с атмосферным и, следовательно, относительно невысокое сопротивление давления на створках при их закрытии.

Описанные мероприятия обеспечивают удовлетворительные характеристики сопел с отрывным режимом внутреннего течения в широком диапазоне чисел M полета при простоте конструкции и малой массе.

Сопла с автомоделным режимом течения. При всех числах M полета предъявляются более строгие требования к их внешней аэродинамике. Исходя из необходимости широкого диапазона изменения параметра $\bar{F}_c$ и требования безотрывного внешнего обтекания, вторичные регулируемые створки такого сопла должны быть более длинными ($l_{\text{ств}}/D_c \geq 1,0 \dots 1,2$), что связано с усложнением конструкции и увеличением массы сопла. Но такие створки при их закрытии отклоняются на меньшие углы и обеспечивают меньшее внешнее сопротивление. Поэтому потери эффективной тяги у них обычно получаются меньшими, особенно в области трансзвуковых скоростей полета.

На рис. 10.30 показаны конструктивные схемы эжекторных сопел, устанавливаемых на двигателях J-79 и J-93 самолетов F-4 и F-70 США. Они рассчитаны на получение автомоделных режимов внутреннего течения и имеют три венца регулируемых створок — А, В и С. Управление створками выполнено у них по-разному.

У сопла двигателя J-79 все три ряда створок управляются от одного приводного кольца б, которое имеет два приводных ролика. Первый из них движется по профилированной поверхности первичных створок, а второй — по профилированному пазу внешнего венца вторичных створок, внутренний венец вторичных створок В одним концом шарнирно соединен с внешним венцом вторичных створок С, а вторым концом через звено 2 с венцом створок критического сечения А. Положение створок для максимального режима показано основными, а для форсажного штриховыми линиями. Жесткая кинематическая связь створок не обеспечивает оптимальных значений площади $\bar{F}_c$ на всех режимах полета, но упрощает конструкцию и снижает массу привода. Преимущества такой конструкции привода створок в том, что она обеспечивает плавность внутреннего контура сопла при изменении $\bar{F}_c$ и не допускает значительного разрыва сверхзвукового контура. На половине длины створок В выполнена кольцевая щель для дополнительного местного охлаждения сопла и стабилизации потока в случае его отрыва при открытых створках и малых значениях π_{c-p} .

Сопло двигателя J-93 имеет аналогичную конструкцию, но отличается независимостью привода внутренних и внешних створок, наличием нескольких щелей для пленочного охлаждения и стабилизации потока и тем, что внутренняя поверхность обечайки у него выполнена профилированной (так как сопло рассчитано на

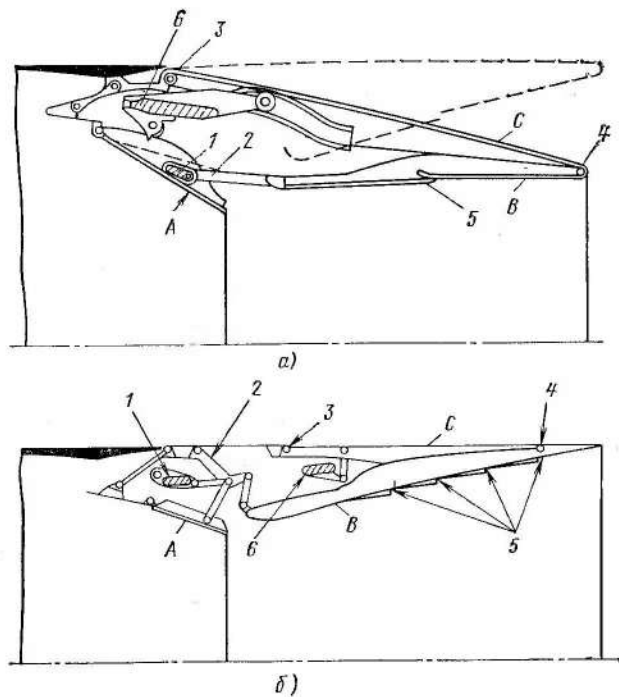


Рис. 10.30. Схемы регулируемых сопел двигателей J-79 (а) и J-93 (б):

1, 6—приводные кольца; 2—звенья регулирования площади щели для подачи вторичного воздуха; 3—передний шарнир; 4—задний шарнир; 5—щели для пленочного охлаждения и стабилизации потока

$M_{H \max} = 3,0$), а внешние створки удлинены примерно на 30% по сравнению с соплом J-79. Как видно, рассмотренные эжекторные сопла приближаются по схеме к регулируемому соплу Лавалья.

На рис. 10.31 дано качественное сравнение суммарной эффективности сопел различных схем (для типовой зависимости $\pi_{с.п}$ от числа M полета).

Как видно, характеристики эжекторных сопел аналогичны рассмотренным ранее характеристикам регулируемых сопел Лавалья. Характерно, что сопла с отрывным режимом течения имеют второй характерный пик (на рис. 10.31 заштрихован), объясняемый запуском сопла и переходом его на автомоделный режим работы, что связано с появлением при фиксированном значении $F_{с \min}$ потерь от перерасширения газа. Эти потери при увеличении числа M поле-

ти быстро уменьшаются и вскоре полностью исчезают, когда $F_{с \min}$ приходит в соответствие с потребным значением.

Схема течения в сопле при запуске, т. е. при переходе от отрывного режима течения к автомоделному по мере увеличения числа M полета, показана на рис. 10.32. С увеличением скорости полета и с повышением при этом $\pi_{с.п}$, струя газа, увеличиваясь в размерах, занимает положения, показанные на рис. 10.32, а, б, в. При чисто отрывном режиме течения, соответствующем относительно невысоким значениям $\pi_{с.п}$, площадь струи газа $F_{стр}$ занимает небольшую часть площади $F_{с.п}$. При этом происходит подсос воздуха из окружающей среды во вторичный контур сопла, что совместно с площадью вторичного воз-

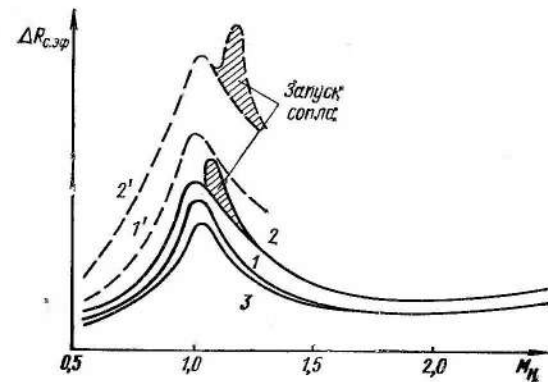


Рис. 10.31. Качественная картина протекания эффективных характеристик эжекторных сопел:

1, 1'—с автомоделным режимом течения; 2, 2'—с отрывным режимом течения при $M_H < 1,1$; 3—всережимное регулируемое сопло Лавалья; — — — максимальный режим; — — — полный форсажный режим

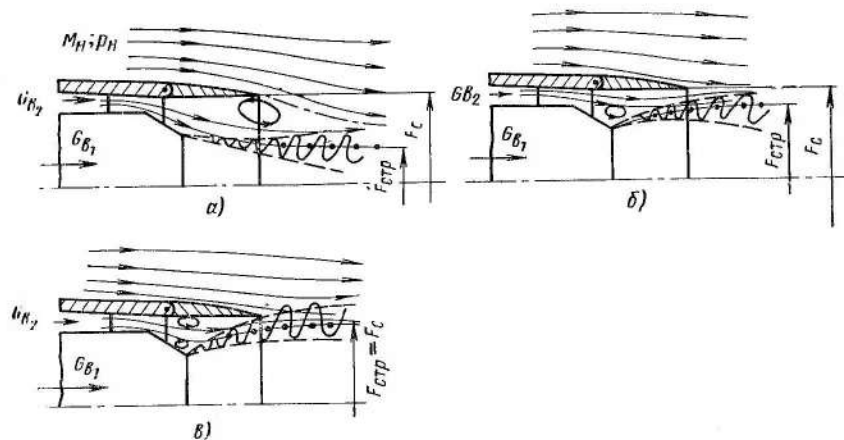


Рис. 10.32. Схема течения при запуске эжекторного сопла

духа компенсирует эжектирующее действие первичной струи и внешнего потока. Во вторичном контуре устанавливается давление p_2 , мало отличающееся от атмосферного. При переходе на более высокие числа M полета и $\pi_{с.п}$ увеличивается размер «полубочки» струи $F_{стр}$, что приводит к уменьшению кольцевой площади $F_{с.п}$ — $F_{стр}$, через которую происходит подсос воздуха из окружающей

среды. Во вторичном контуре появляется разрежение, и в сопле возникают донные потери (потери от перерасширения струи газа). При некотором значении $\pi_{с.п.}$ размеры струи увеличиваются настолько, что она касается створок обечайки, а сопло переходит на автоматический режим работы (рис. 10.32, в). Сопло «запускается», и в нем устанавливается режим течения вначале с давлением $p_2 < p_H$, а затем с ростом M_H давление p_2 быстро увеличивается и становится больше p_H .

Как видно, для всех видов выходных устройств характерны очень высокие потери в области транзвуковых скоростей полета. Именно на снижение этих потерь направлены основные усилия теоретиков и конструкторов — разработчиков выходных устройств.

10.6. СОПЛА С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

На рис. 10.33 показаны основные газодинамические схемы сопел с центральным телом. У этих сопел, как видно, осуществляется (полностью или частично) внешнее расширение сверхзвукового потока. Поэтому у них длина жестких стенок, ограничивающих сверхзвуковой поток снаружи, получается существенно более короткой, чем у сопла Лавала. Роль стенок у них выполняет линия тока Ac , которая при уменьшении степени понижения давления в сопле может дефор-

мироваться, что исключает возможность значительного перерасширения газа при уменьшении перепада давлений. При работе в расчетных условиях такое сопло может иметь при одинаковой степени понижения давления лобовые габаритные размеры и внутренние потери примерно такие же, как эквивалентное ему сопло Лавала.

Схемы сопел на рис. 10.33 отличаются способом профилирования центрального тела и обечайки. На рис. 10.33, а показано сопло с цилиндрической обечайкой и угловой точкой O на поверхности центрального тела. При обтекании этой угловой точки образуется течение разрежения, характеристики которого изображены штриховыми линиями. Характеристики первого семейства, исходящие из точки O , достигнув обечайки, отражаются и попадают на поверхность центрального тела. Контур последнего, как и контур профилированного сопла Лавала, рассчитывается таким образом, чтобы попадающие на его поверхность волны разрежения (характеристики второго семейства) не отражались, а гасли. Проходя через характеристики первого семейства, поток отклоняется от оси сопла. На характеристиках второго семейства осуществляется поворот потока в обратном направлении. На последней характеристике AB поток достигает расчетного числа M и течет далее параллельно оси сопла. Расширение в этом случае является частично внутренним и частично внешним.

Схема на рис. 10.33, б соответствует полностью внешнему расширению сверхзвукового потока. Угловая точка течения разрежения в этом случае находится у выходной кромки обечайки, внутренняя поверхность которой расположена под углом наклона γ к оси сопла. Благодаря этому расширение сверхзвукового потока происходит в одном семействе характеристик и сопровождается односторонним его отклонением. Преимущество рассмотренного сопла с прикрытой обечайкой состоит в том, что перерасширение газа в нем, даже при очень значительном снижении перепада давлений, практически отсутствует в отличие от сопла с цилиндрической обечайкой, у которого за критическим сечением имеется расширяющийся участок, создающий перерасширение газа при малых перепадах давлений. Недостаток сопла с прикрытой обечайкой состоит в том, что у него габаритная площадь получается больше площади струи ($D_{габ} > D_c$), что приводит к возникновению внешнего сопротивления обечайки.

На рис. 10.33, в дана схема сопла с полуприкрытой обечайкой, которая может рассматриваться как промежуточная по отношению к рассмотренным ранее. У сопла этой схемы имеются две угловые точки — точка O на центральном теле и точка A у выходной кромки обечайки. При обтекании точки O поток расширяется, отклоняясь к оси сопла. Затем при обтекании точки A осуществляется поворот потока в обратную сторону. Степень внутреннего расширения сверхзвукового потока в рассматриваемом случае получается меньшей, чем у сопла с цилиндрической обечайкой, а угол наклона обечайки меньшим, чем у сопла с прикрытой обечайкой.

На рис. 10.34 дано сравнение характеристик сопла Лавала и сопел с центральным телом трех рассмотренных схем в стендовых условиях. Как видно, при перепадах давлений, близких к расчетному, характеристики всех сравниваемых сопел, имеющих одинаковую $\bar{F}_c$, практически совпадают. При перепадах давлений, меньших расчетного, у сопла Лавала вследствие перерасширения газа коэффициент тяги значительно снижается. У сопла с прикрытой обечайкой из-за отсутствия перерасширения газа коэффициент тяги практически не снижается при уменьшении $\pi_{с.п.}$. В сопле с цилиндрической обечайкой вследствие частичного внутреннего расширения наблюдается некоторое снижение коэффициента $\bar{R}_c$, но оно существенно меньше, чем у сопла Лавала. Характеристики сопла с полуприкрытой обечайкой занимают промежуточное положение по отношению к двум другим рассмотренным схемам сопла с центральным телом.

При наличии внешнего потока характеристики сопел с центральным телом в области перепадов давлений, меньших расчетного, заметно ухудшаются. Это объясняется тем, что на этих режимах струя за соплом сужается и ее площадь становится меньше площади среза сопла. Сверхзвуковой внешний поток, обтекая такую сужающуюся струю, напротив, расширяется. По этой причине давление на поверхности струи становится меньше атмосферного, что вызывает некоторое перерасширение газа как внутри струи, так и на поверхности центрального тела. Помимо этого, у сопла с полуприкрытой и прикрытой обечайками при

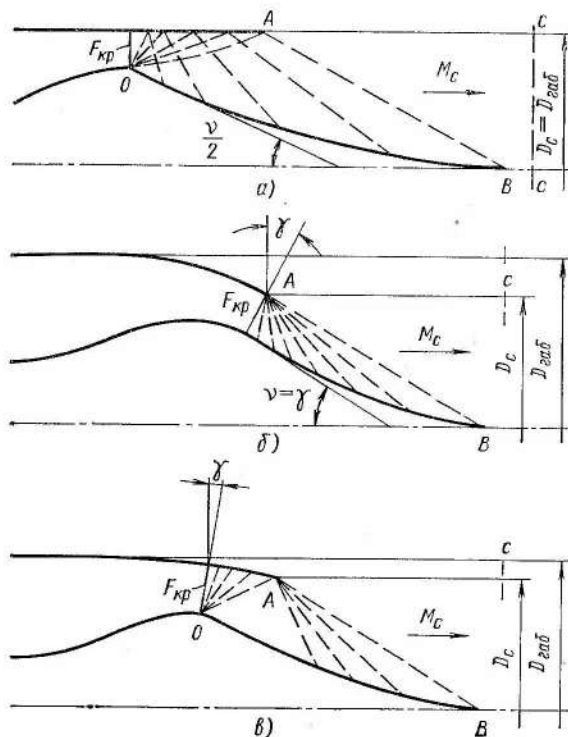


Рис. 10.33. Основные газодинамические схемы сопел с центральным телом

$M_H > 1$ возникает течение разрежения при обтекании внешней выпуклой поверхности обечайки, которое вызывает появление кормового сопротивления на ее внешней поверхности. На начальном участке свободной сверхзвуковой струи

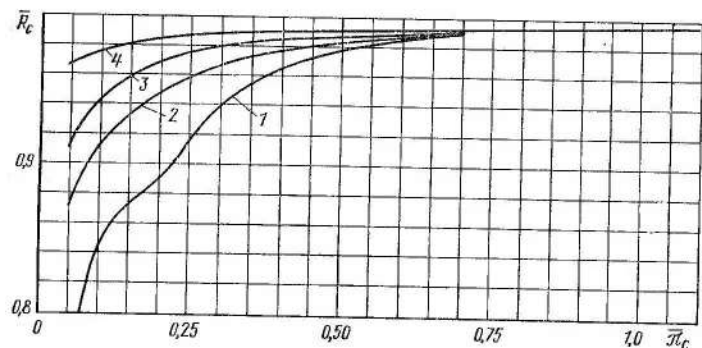


Рис. 10.34. Сравнение характеристик сопел с центральным телом различных схем в условиях старта:

1—осесимметричное сопло Лавалья; 2—с цилиндрической обечайкой; 3—с полуприкрытой обечайкой; 4—с прикрытой обечайкой

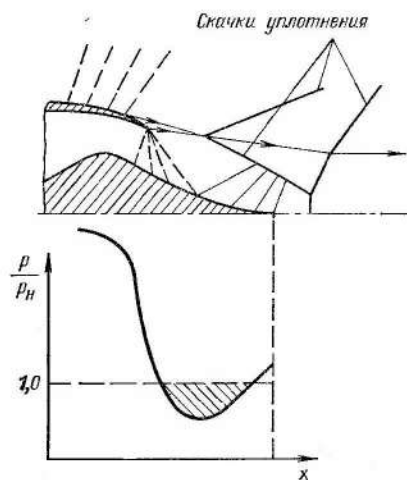


Рис. 10.35. Схема течения в сопле с прикрытой обечайкой и распределение давления по центральному телу в условиях внешнего сверхзвукового обтекания

10.7. ПОНЯТИЕ О РЕВЕРСЕ ТЯГИ И ШУМОГЛУШЕНИИ

Реверсом тяги называется изменение направления ее действия на противоположное, в результате чего создается отрицательная

тяга, направленная против движения самолета и вызывающая его торможение. Реверс тяги является эффективным средством сокращения длины пробега самолета при посадке. Реверс может использоваться также для быстрого уменьшения скорости самолета в полете.

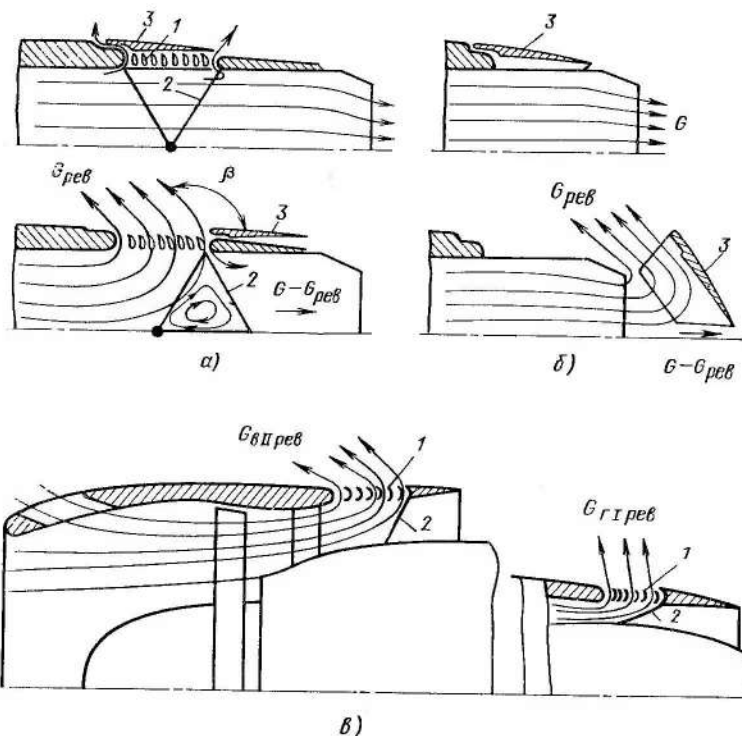


Рис. 10.36. Схемы реверсивных устройств:

а—решетчатого типа; б—створчатого типа; в—решетчатого типа для ДТРД с высокой степенью двухконтурности

Реверс тяги осуществляется поворотом газового потока, выходящего из двигателя, при помощи специальных устройств. Эти устройства могут быть выполнены по различным схемам. Их можно разделить на два вида: решетчатые и створчатые (рис. 10.36). В реверсивных устройствах первого типа в качестве элементов, отклоняющих поток, используются специальные решетки профилей 1, а для перекрывания пути движения газа в прямом направлении применяются створки 2, которые при нормальной работе выходного устройства закрывают решетку профилей и образуют плавные обводы проточной части, а на режиме реверса перекрывают путь газа к основному соплу и направляют его в отклоняющую решетку. В реверсивных устройствах второго типа поворот потока осуществляется специальными створками 3, которые на режиме прямой реакции располага-

ются у наружной поверхности выходного устройства, образуя внешние обводы. На режиме реверсирования створки устанавливаются за выходным соплом таким образом, что они перекрывают путь движения газа в прямом направлении и поворачивают газовый поток на угол β , больший 90° .

Для двигателей с большими степенями двухконтурности более 60—70% тяги создает наружный контур. Реверсирование тяги у таких двигателей обычно осуществляется применением решетчатых реверсивных устройств в наружном контуре. Реже реверсирование осуществляется в обоих контурах. В таком случае для внутреннего контура используются решетчатые реверсивные устройства (рис. 10.36, в), причем эти устройства не создают отрицательной тяги, а лишь поворачивают поток на угол около 90° . Это делается по той причине, что эффект реверсирования тяги первого контура мал, и при повороте горячих газов на угол $\beta \gg 90^\circ$ они могут попадать на вход в двигатель и приводить к нарушению нормальных условий его работы.

Если принять приближенно $G_r = G_v = G$ и считать, что в процессе реверсирования участвует часть газа $G_{рев} < G$, а потери при повороте потока на угол β учесть коэффициентом скорости $\varphi_{рев} = c_{рев}/c_c < 1$, то легко получить приближенную формулу для оценки степени реверсирования тяги. Если при отсутствии реверса в полном расширении $R = G(c_c - V)$, то при включении реверса отрицательная тяга равна

$$R_{рев} = G_{рев} c_{рев} \cos \beta - (G - G_{рев}) c_c + GV.$$

В таком случае коэффициент реверса тяги, которым называют отношение $R_{рев}/R$, равен

$$\bar{R}_{рев} = \frac{G_{рев}(1 + \varphi_{рев} \cos \beta)}{G \left(1 - \frac{V}{c_c}\right)} - 1. \quad (10.47)$$

Следовательно, степень реверсирования тяги зависит от количества отклоняемой массы газа $G_{рев}/G$ и от угла отклонения потока β , также от потери скорости истечения в реверсивном устройстве. Обычно $G_{рев}/G = 0,8 \dots 1,0$; $\beta = 120 \dots 150^\circ$; $\varphi_{рев} = 0,9 \dots 0,95$. При этих условиях $\bar{R}_{рев} = 0,4 \dots 0,6$.

Как показывают расчеты, при $\bar{R}_{рев} = 0,5 \dots 0,6$ длина пробега тяжелых самолетов сокращается в 2,5—5 раз по сравнению с длиной пробега при использовании только колесных тормозов. Дальнейшее увеличение $\bar{R}_{рев}$ более 0,6 уже не повышает существенно эффект торможения самолета.

Важная проблема современных авиадвигателей для транспортной авиации — снижение уровня шума. Основным источником шума является выходная струя, создающая при истечении в окружающее воздушное пространство интенсивные турбулентные пульсации. Менее значительные источники шума — компрессор или вентилятор, от которых шум распространяется в окружающее пространство через входное отверстие воздухозаборника.

Основные меры борьбы с шумом следующие:

1. Снижение скорости истечения газовой струи, вытекающей из двигателя, в частности путем перехода к двухконтурным двигателям.

2. Применение шумоглушащих сопел, разделяющих выхлопную струю на ряд струй меньшего диаметра, что в результате сокращения их длины (вследствие быстрого перемешивания выхлопных газов с воздухом) и акустической интерференции приводит к снижению общего уровня шума.

3. Применение специальных звукопоглощающих и звукоотражающих покрытий в зонах расположения вентилятора, компрессоров, турбин и каналов подвода и отвода воздуха и газов.

4. Выбор надлежащих конструктивных мер при проектировании вентилятора, компрессора и двигателя в целом. К ним относятся: снижение окружных скоростей рабочих лопаток, увеличение осевых зазоров между лопаточными венцами, отказ от входного направляющего аппарата в ДТРД, установка лопаток в венцах спрямляющих аппаратов с разным шагом и наклоном и др.

5. Специальное регулирование двигателя на режимах взлета и посадки, в частности регулирование в ДТРД вентилятора изменением углов установки рабочих лопаток и площади выходного сечения сопла для получения заданной тяги при возможно меньших окружных скоростях.

Глава 11

КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

11.1. ТРЕБОВАНИЯ К КАМЕРАМ СГОРАНИЯ И ИХ ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Камера сгорания — один из важнейших элементов ГТД, от совершенства которого в значительной мере зависят надежность двигателя и его экономичность. Многие двигатели имеют две камеры: основную (перед турбиной) и форсажную (перед соплом), включаемую для увеличения тяги. К камерам сгорания предъявляются следующие основные требования, степень выполнения которых оценивается соответствующими параметрами.

Высокая полнота сгорания топлива. Потери тепла в процессе горения связаны, в основном, с неполным сгоранием. Кроме того, некоторое количество тепла уходит через стенки камеры сгорания. Совершенство камеры сгорания в этом отношении оценивается коэффициентом выделения тепла

$$\eta_r = Q/Q_0, \quad (11.1)$$

где Q — количество тепла, идущего на увеличение теплосодержания газового потока в реальном процессе; Q_0 — то же при условии полного сгорания и теплоизолированной камеры. Поскольку потери тепла из-за отсутствия теплоизоляции стенок на установившихся режимах работы двигателя в большинстве случаев пренебрежимо малы, коэффициент η_r обычно называют коэффициентом полноты сгорания. На расчетном режиме работы основных камер сгорания этот коэффициент достигает значений 0,97—0,98, а для форсажных камер — 0,9—0,95.

Устойчивый процесс горения в широком диапазоне режимов работы и условий полета. Даже кратковременное нарушение нормального процесса горения («срыв» пламени) приводит к самовыключению двигателя или его форсажной камеры. Недопустимым является также наличие сильных колебаний давления в камерах сгорания, которые могут быть вызваны нарушением нормального процесса подачи и распыливания топлива в камере или возникновением так называемого вибрационного горения.

Минимальный объем камеры. Продольные и поперечные размеры камер сгорания существенно влияют на габаритные

размеры и массу двигателя. Компактность камеры может быть оценена ее теплонапряженностью

$$Q_v = Q'/(V_k p_k^*), \quad (11.2)$$

где Q' — количество тепла, выделяющегося в камере в единицу времени; V_k — общий объем камеры сгорания (топочного пространства) и p_k^* — полное давление на входе в камеру.

Теплонапряженность основных камер сгорания современных ГТД достигает $(3 \dots 5) \cdot 10^6$ Дж/(ч·м³·Па), а форсажных камер — $(6 \dots 8) \cdot 10^6$ Дж/(ч·м³·Па).

Малые потери полного давления. Снижение полного давления проходящего через камеру потока из-за наличия гидравлических потерь и «теплового» сопротивления (см. подразд. 11.7) отрицательно сказывается как на тяге, так и на экономичности двигателя. Уровень потерь полного давления в основных камерах сгорания удобно оценивать коэффициентом сохранения полного давления

$$\sigma_{k,c} = p_t^*/p_k^*, \quad (11.3)$$

где p_t^* — полное давление на входе в турбину, а p_k^* — то же на выходе из компрессора. Обычно для авиационных ГТД значения $\sigma_{k,c}$ лежат в пределах 0,92—0,96.

Для форсажных камер сгорания вводится аналогичный параметр. Например, для ТРДФ

$$\sigma_\phi = p_\phi^*/p_t^*,$$

где p_ϕ^* — давление на выходе из форсажной камеры, а p_t^* — давление за турбиной.

Обеспечение стабильного поля температур на выходе из камеры при заданной энтальпии распределения температуры по радиусу. Нестабильность и окружающая неравномерность температурного поля отрицательно сказываются на тепловом режиме сопловых и рабочих лопаток турбины и, следовательно, на их надежности и ресурсе. Радиальная неравномерность поля температур вводится преднамеренно с целью снижения рабочих температур наиболее нагруженных сечений лопаток.

Низкий уровень содержания твердых частиц (сажи) и токсичных веществ в продуктах сгорания. «Дымление» двигателей приводит к загрязнению атмосферы, к нарушению нормального теплового режима деталей газового тракта (при отложении сажи на их поверхности) и т. д.

Надежный запуск («розжиг») на земле и в воздухе. Важность этого требования очевидна. Основные камеры сгорания ТРД должны обеспечивать надежное воспламенение топлива в них на высотах по крайней мере до 6—10 км, а форсажные камеры — до высот, близких к потолку самолета.

Кроме того, к камерам сгорания предъявляются общие для всех элементов двигателя требования высокой надежности, большого ресурса, малой массы, простоты изготовления, эксплуатацион-

ной и ремонтной технологичности (т. е. простоты контроля, малое объема регламентных работ и т. д.).

Удовлетворение всем этим требованиям при разработке и доводке камер сгорания ГТД базируется на правильной организации и глубоком знании протекающих в них процессов.

11.2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВАХ

В авиационных двигателях в настоящее время применяются почти исключительно топлива нефтяного происхождения, представляющие собой смесь углеводородов и незначительного количества других органических веществ. Топлива принято делить на авиабензины, выкипающие в пределах примерно 40—180°С и авиакеросины (120—320°С). Для авиационных ГТД в СССР широко применяются керосины Т-1, ТС-1 и РТ. Для самолетов, выполняющих длительные сверхзвуковой полет, используется керосин Т-6, отличающийся повышенной плотностью и термостабильностью (т. е. способностью не выделять смол и других осадков при повышении температуры в результате аэродинамического нагрева топливных баков).

Основные физико-химические свойства указанных топлив приведены в таблице. В их число входят следующие показатели.

1. Плотность при 20°С, ρ_4^{20} . Наибольшую плотность имеет топливо Т-6, наименьшую — ТС-1 и РТ.

2. Низшая (рабочая) теплотворная способность (теплотворность) топлива H_u — количество тепла, выделяющееся при полном сгорании единицы массы топлива в воздухе с начальной температурой 20°С при давлении 0,1 МПа и при охлаждении продуктов сгорания до первоначальной температуры без учета тепла конденсации содержащихся в них паров воды. Теплотворность топлива зависит от его состава, который задается содержанием в нем (в процентах или в массовых долях) отдельных элементов (С, Н, О и т. д.). Авиационные керосины имеют сравнительно стабильный состав (84—86% С, 14—16% Н), и поэтому имеют примерно одинаковое значение теплотворности — не менее 43 000 кДж/кг (10 250 ккал/кг).

3. Испаряемость топлива — определяется его фракционным составом и характеризуется температурной кривой выкипания.

4. Температура вспышки — температура топлива, при которой пары над его открытой поверхностью (в специальном приборе) вспыхивают при наличии над ней пламени или искры. Характеризует пожарную опасность и в то же время легкость запуска холодного двигателя.

5. Температура замерзания (начала кристаллизации) — температура топлива, при которой в нем появляются видимые невооруженным глазом кристаллы.

В таблице приведены также значения массы воздуха L_0 , теоретически необходимой для полного сгорания единицы массы топлива, которая связана с элементным составом нефтяных топлив формулой

$$L_0 = \frac{1}{0,232} \left(\frac{8}{3} C_T + H_T \right), \quad (11.4)$$

где C_T и H_T — массовые доли этих элементов в топливе, а 0,232 — массовая доля кислорода в воздухе.

Помимо керосинов, в таблице приведены также свойства некоторых других веществ, рассматриваемых в настоящее время как перспективные топлива для ВРД. Бороводороды, одним из представителей которых является пентаборан B_5H_9 , обладают более высокой теплотворностью, чем керосины, и сравнительно высокой плотностью. Их существенным недостатком является весьма высокая токсичность. Жидкий водород является перспективным топливом, так как имеет почти втрое более высокую теплотворность, чем керосин, и большой хладоресурс, необходимый для обеспечения охлаждения двигателя на гиперзвуковых скоростях полета. Недостатком его, помимо трудностей эксплуатации, является край-

Топливо

Свойства	Т-1						
	Т-1	ТС-1	РТ	Т-6	B ₅ H ₉	H ₂ (жидкий)	CH ₄ (жидкий)
Плотность ρ_4^{20} , кг/л	Не менее 0,8	Не менее 0,775	Не менее 0,775	Не менее 0,84	0,63	0,071 (-253°С)	0,424 (-162°С)
Теплотворная способность H_u , кДж/кг	Не менее 42 900	Не менее 43 100	Не менее 43 100	Не менее 43 100	64 300*	116 700	49 500
То же, ккал/кг	Не менее 10 250	Не менее 10 300	Не менее 10 300	Не менее 10 300	15 350*	27 800	11 820
Температура начала кипения, °С	Не выше 150	Не выше 150	Не ниже 135	Не ниже 195	60	-253	-162
Температура конца выкипания, °С	Не выше 280	Не выше 250	Не выше 280	Не выше 315	60	-253	-162
Температура вспышки, °С	Не ниже 30	Не ниже 28	Не ниже 28	-	-	-	-
Температура начала кристаллизации, °С	Не выше -60	Не выше -60	Не выше -60	Не выше -30	-47	-259	-182
Теоретически необходимое количество воздуха, L_0	14,9	14,9	14,9	14,9	13,1	34,2	17,2

* С учетом теплоты конденсации борного ангидрида B_2O_3 , имеющего температуру кипения 2150°С.

не низкая плотность, т. е. большие потребные объемы топливных баков. Жидкий метан CH_4 также имеет сравнительно большой хладоресурс и несколько большую теплотворность, чем керосины.

11.3. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ПРОЦЕССЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА

Количество действительно подведенного к топливу воздуха L в двигателе, как правило, отличается от теоретически необходимого. В ВРД обычно $L_d > L_0$. Их соотношение характеризуется коэффициентом избытка воздуха $\alpha = \frac{L_d}{L_0} = \frac{G_v}{G_{tL_0}}$. При $\alpha = 1$ горючая смесь называется стехиометрической, при $\alpha < 1$ — богатой (топливом), а при $\alpha > 1$ — бедной.

На рис. 11.1 показан характер изменения температуры продуктов сгорания нефтяного топлива в воздухе по составу смеси, полученный расчетным путем (без учета возможной незавершенности реакций и неустойчивости процесса горения).

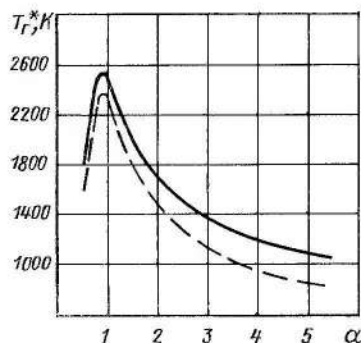


Рис. 11.1. Расчетная зависимость температуры продуктов сгорания нефтяного топлива от коэффициента избытка воздуха:

— при $T_R^* = 600$ К; --- при $T_R^* = 300$ К

присутствуют неиспарившиеся капли топлива. Кроме того, смесь может быть однородной, когда значение α во всех точках занятого ею объема одинаково, и неоднородной, если значение α меняется от точки к точке.

Горение топливовоздушной смеси в двигателе представляет собой сложный физико-химический процесс, который можно условно рассматривать состоящим из последовательно протекающих процессов распыливания топлива, его испарения, смешения паров топлива с воздухом, воспламенения образовавшейся горючей смеси и собственно химической реакции окисления (горения). В действительности указанные процессы протекают не строго последовательно, а в значительной степени одновременно, оказывая суще-

ственное влияние друг на друга. Тем не менее такое разделение позволяет лучше уяснить сущность сложного процесса горения и проанализировать достаточно полно влияние на него различных внешних факторов. Кроме того, основанием для такого разделения служит тот факт, что воспламенение и сгорание топлива в ВРД происходят исключительно в газовой фазе, т. е. только после испарения и смешения его паров с воздухом. Рассмотрим подробнее некоторые из этих процессов.

Распыливание представляет собой процесс дробления жидкого топлива на мелкие капли. При уменьшении среднего диаметра капель общая их поверхность увеличивается, что ускоряет прогрев и испарение жидкости и облегчает последующий процесс смешения. В ГТД распыливание происходит в процессе впрыска топлива под давлением через форсунки. Вытекающая из форсунки струя топлива распадается на капли под воздействием внешних сил сопротивления среды, в которую производится впрыск, и внутренних сил, обусловленных турбулентным движением, возникающим в самой струе при ее течении. Интенсивность действия внешних (аэродинамических) сил зависит от скорости истечения, которая определяется прежде всего перепадом давлений на форсунках, и от плотности среды, в которую производится впрыск топлива. При увеличении скорости истечения (перепада давления на форсунке) и повышении плотности среды распыл улучшается. Внутренние силы также зависят от скорости истечения из форсунки и, кроме того, от диаметра струи, формы и состояния поверхности каналов ее сопла. Они могут быть усилены искусственно путем закрутки топлива в распылителе, а в некоторых случаях — столкновением отдельных струй.

В ГТД применяются как струйные, так и центробежные форсунки. Струйные форсунки создают довольно узкий факел распыла — угол конуса струи составляет обычно $15\text{--}20^\circ$. Они находят применение главным образом в форсажных камерах сгорания. Центробежные форсунки широко применяются в камерах сгорания ГТД, так как позволяют получить хороший распыл при сравнительно невысоких давлениях впрыска. Угол конуса струи в центробежных форсунках составляет обычно $90\text{--}120^\circ$.

Значения угла конуса струи и длины факела распыла зависят от размеров и формы каналов и сопла форсунки и (в меньшей мере) от давления топлива. Засорение форсунки может существенно повлиять на эти параметры и соответственно на качество процесса смесеобразования, так как они определяют характер распределения капель топлива в потоке воздуха.

Испарение распыленного топлива сопровождается поглощением тепла. Скорость испарения распыленного топлива определяется интенсивностью подвода тепла от воздуха к каплям и скоростью отвода от них образовавшегося пара, т. е. в конечном счете температурой воздуха, скоростью его движения относительно каплей, размером капель и давлением насыщенных паров топлива.

Смешение паров топлива с воздухом происходит путем диф-

фузии и в значительной мере вследствие турбулентного перемешивания макрочастиц потока. Скорость протекания процесса смешения и степень однородности смеси в конечном счете определяются первоначальным распределением капель топлива в воздушном потоке и интенсивностью вихревых течений воздуха.

Воспламенение горючей смеси при запуске двигателя происходит от постороннего источника пламени (электрической свечи, вспомогательного факела пламени и т. д.). В последующем свежая смесь воспламеняется от факела пламени, непрерывно существующего в камерах сгорания.

В результате подвода тепла от продуктов сгорания к свежей смеси температура ее повышается настолько, что в ней интенсифицируются реакции окисления, идущие с выделением тепла. Если это тепловыделение превышает теплоотдачу в окружающую среду, то происходит дальнейший саморазогрев смеси и ее сгорание. Такой механизм воспламенения свежей смеси, играющий основную роль в процессе горения топлива в ГТД, носит название *тепловое*. Другой, дополнительной причиной самоускорения реакции окисления топлива может служить накопление химически активных продуктов реакции или активных центров, возбуждающих новые акты окисления (*цепной* механизм воспламенения). При воспламенении смеси электрической свечой помимо теплового воздействия существенную роль играют также ионизация и активация молекул топлива и кислорода.

Опыт показывает, что образование начального очага пламени не всегда ведет к воспламенению всей смеси. При слишком богатой и слишком бедной смеси тепловыделение оказывается недостаточным для нагревания соседних слоев до температуры воспламенения. В результате пламя, возникшее у источника зажигания, гаснет. Предельные значения коэффициента избытка воздуха, при которых пламя от источника зажигания еще может распространяться по объему смеси, называют пределами воспламеняемости смеси. Они зависят от рода топлива, степени однородности и физических параметров смеси. Так, например, понижение давления и особенно температуры смеси сужает эти пределы. Турбулентность или увеличение скорости движения смеси на пределы воспламеняемости практически не влияют, но требуют более мощного воспламенителя (из-за увеличения теплоотдачи от начального очага пламени). Разбавление горючей смеси инертными газами или продуктами сгорания сужает пределы воспламеняемости, а обогащение ее кислородом несколько их расширяет, уменьшая одновременно потребляемую мощность источника зажигания.

Пределы воспламеняемости однородных гомогенных смесей авиационных бензинов и керосинов с воздухом составляют:

$$\alpha_{\min} \approx 0,5 \dots 0,6; \alpha_{\max} \approx 1,5 \dots 1,7.$$

Химическая реакция горения, сопровождающаяся выделением большого количества тепла и образованием видимого пламени, протекает со скоростью, зависящей, главным образом, от со-

става смеси и ее температуры. С увеличением температуры скорость реакции резко возрастает. Повышение давления также ведет к росту скорости реакции.

Суммарная скорость протекания процесса горения топлива в двигателе зависит от быстроты протекания всех описанных выше «элементарных» процессов, причем, очевидно, определяющим будет тот из них, который протекает наиболее медленно. В ГТД обычно определяющей является не скорость химической реакции, а быстрота протекания физических процессов испарения, смешения и воспламенения образовавшейся горючей смеси.

Важное значение для правильного понимания особенностей рабочего процесса камер сгорания имеет знание законов распространения пламени в горючих смесях. Рассмотрим вначале особенности распространения пламени в гомогенной однородной смеси. Пусть заранее подготовленная газообразная горючая смесь находится в длинной стеклянной трубке и поджигается у одного из ее концов. Около воспламенителя образуется очаг пламени, которое затем начинает распространяться по смеси. Наблюдения показывают, что вдоль трубки распространяется узкая светящаяся зона, называемая *фронтом пламени*. Перемещение пламени по смеси происходит от слоя к слою путем их последовательного поджигания, вызванного совместным влиянием нагрева вследствие теплопроводности и излучения и процесса диффузии активных центров из фронта пламени. Химическая реакция и предшествующий ей разогрев свежей смеси происходят в весьма тонком слое смеси. Поэтому фронт пламени практически представляет собой поверхность, которая отделяет несгоревшую смесь от продуктов сгорания и распространяется в пространстве по нормали к каждому элементу этой поверхности.

Скорость распространения фронта пламени относительно нетурбулизированной свежей смеси называется *нормальной скоростью горения*. Нормальная скорость u_n зависит в основном от рода топлива, состава и начальной температуры смеси. Зависимость u_n от состава смеси для нескольких топлив приведена на рис. 11.2. Поскольку и интенсивность передачи тепла от продуктов сгорания к свежей смеси и скорость химической реакции с ростом температуры пламени существенно возрастают, нормальная скорость горения изменяется по составу смеси в качественном отношении примерно так же, как и температура горения (см. рис. 11.1).

В частности, максимальная скорость распространения пламени достигается для большинства топлив при значениях α , близких к 0,85—0,95 (для H_2 — при более богатых смесях), а с увеличением или уменьшением α падает. Предельные значения α , при которых пламя может распространяться по смеси (концентрационные пределы горения), близки к пределам воспламенения ($\alpha \approx 0,5 \dots 1,7$).

Влияние начальной температуры смеси на u_n весьма значительно (рис. 11.2, б). Влияние давления смеси невелико, причем обычно наблюдается некоторое снижение u_n с увеличением давления.

Если горючая смесь движется, то до тех пор пока ее течение имеет ламинарный характер, скорость распространения пламени от-

носительно смеси остается практически равной u_n . В турбулентном потоке картина существенно меняется. Турбулентность, с одной стороны, ускоряет процесс передачи тепла и диффузию активных центров от пламени к свежей смеси, а с другой, искривляя фронт

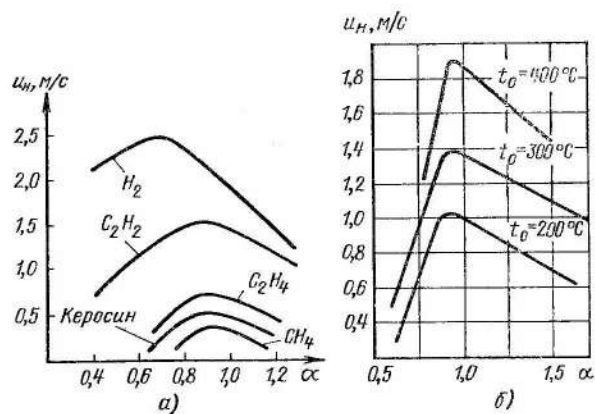


Рис. 11.2. Зависимость нормальной скорости распространения пламени от α :

α —для различных топливовоздушных смесей при начальной температуре смеси 20—50° С; б—для керосиновоздушных смесей при различной начальной температуре

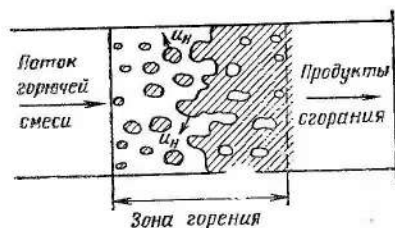


Рис. 11.3. Деформация фронта пламени для однородной гомогенной смеси в сильно турбулизированном потоке

Скорость распространения пламени в турбулентном потоке зависит не столько от физико-химических свойств смеси, определяющих u_n , сколько от степени турбулентности или пульсационной скорости. Степень турбулентности потока в камерах сгорания двигателей такова, что скорость турбулентного распространения пламени в них во много раз больше u_n . Но характер зависимости u_t от α остается таким же, как и для u_n .

С понижением давления газового потока его турбулентность снижается из-за уменьшения числа Re. Это сказывается на скорости горения — из-за снижения степени турбулентности потока

аналогично уменьшается, а размеры зоны горения возрастают. Влияние начальной температуры смеси на u_t менее значительно, чем на u_n .

В камерах сгорания ГТД топливовоздушная смесь образуется непосредственно вблизи зоны горения. В зависимости от расстояния между форсункой и зоной горения, среднего размера капель (тонкости распыливания), сорта топлива, температуры, давления и скорости потока доля топлива, успевшего испариться до поступления смеси в зону горения, может быть различной. В общем случае в зону горения поступает неоднородная топливовоздушная смесь с частично неуспевшими испариться каплями топлива, т. е. гетерогенная смесь. При горении такой смеси процесс диффузии паров топлива в воздушный поток (диффузионный механизм горения) играет большую роль. Исследования показывают, что скорость распространения пламени в таких смесях имеет тот же порядок, что и в однородной гомогенной смеси, но пределы значений коэффициента избытка воздуха α (среднего по всему объему смеси), в которых возможно горение, в этом случае расширяются, так как, например, при общем обеднении смеси местные концентрации паров топлива вокруг испаряющихся капель могут быть более благоприятными для воспламенения и сгорания.

11.4. СХЕМЫ ОСНОВНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ И ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В НИХ

Основные камеры сгорания авиационных ГТД могут иметь разнообразные формы проточной части и конструктивное выполнение. Они могут быть прямоточными и противоточными, осевыми и радиальными и т. д. Наибольшее распространение имеют камеры сгорания трех основных типов (рис. 11.4): а — трубчатые (индивидуальные), б — трубчато-кольцевые и в — кольцевые. Трубчатая камера сгорания состоит из жаровой трубы 1, внутри которой организуется процесс горения, и корпуса (кожуха) 2. На двигатель обычно устанавливается несколько таких камер. В трубчато-кольцевой камере все жаровые трубы заключены в общий корпус. В кольцевой камере сгорания жаровая труба имеет в сечении форму кольца, охватывающего вал двигателя.

Расположение и тип форсунок, используемых для подачи топлива в камеры сгорания, также могут быть различными. Однако, несмотря на большое разнообразие схем и конструктивных форм основных камер сгорания, процесс горения в них организуется на основе одних и тех же принципов.

Одной из важнейших особенностей основных камер сгорания ГТД является протекание процесса горения при наличии больших коэффициентов избытка воздуха. При реализуемых в настоящее время температурах перед турбиной порядка $T_{г*} = 1200 \dots 1600$ К, как видно из рис. 11.1, значение коэффициента избытка воздуха (среднее для всей камеры) должно составлять 2,0—3,0 и более. При таких значениях α однородная гомогенная смесь, как было

указано выше, не воспламеняется и не горит. При резком уменьшении подачи топлива в двигатель, которое может иметь место в условиях эксплуатации, α может достигать существенно больших значений (до 20—30 и более).

Вторая важная особенность этих камер состоит в том, что скорость потока воздуха или топливовоздушной смеси в них (выбира-

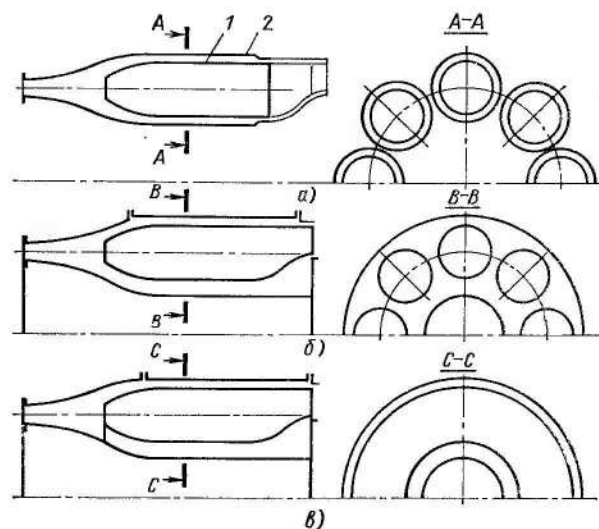


Рис. 11.4. Основные типы камер сгорания

емая с учетом требований к габаритным размерам двигателя) существенно превышает скорость распространения пламени $u_{т}$, и по этому, если не принять специальных мер, пламя будет унесено потоком за пределы камеры.

Поэтому организация процесса горения топлива в основных камерах ГТД основывается на следующих двух принципах, позволяющих обеспечить устойчивое горение топлива при больших α и высоких скоростях движения воздушного потока:

а) разделение всего потока воздуха на две части, из которых только одна часть (обычно меньшая) подается непосредственно в зону горения (где за счет этого создается необходимый для устойчивого горения состав смеси), а другая часть направляется в обход зоны горения (охлаждая снаружи жаровую трубу) и лишь перед турбиной смешивается с продуктами сгорания, понижая в нужной мере их температуру;

б) стабилизация пламени путем создания зоны обратных токов, заполненной горячими продуктами сгорания, непрерывно поджигающими свежую горячую смесь.

Конкретные формы реализации этих двух принципов могут быть различными. На рис. 11.5 показана схема трубчато-кольцевой каме-

ры сгорания с лопаточным завихрителем. Камера состоит из жаровой трубы 1 и кожуха 2. В передней части жаровой трубы, которую называют *фронтальным устройством*, размещается форсунка 3 для подачи топлива и завихритель 5. Для уменьшения скорости потока в камере на входе в нее (за компрессором) выполняется диффузор 4.

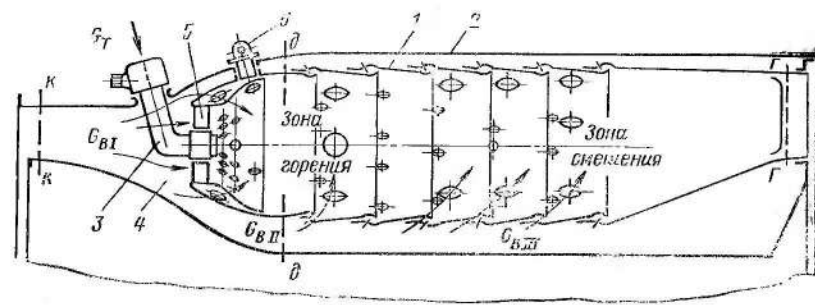


Рис. 11.5. Схема камеры сгорания с лопаточным завихрителем:

к-к—сечение на входе в камеру (за компрессором); г-г—сечение за диффузором; 2-2—сечение на выходе из камеры

Воздух, поступающий в зону горения, в свою очередь также делится на две части. Так называемый первичный воздух $G_{в1}$ (на рис. 11.5) поступает непосредственно к месту расположения топливной форсунки и используется для формирования зоны обратных токов необходимой конфигурации и для интенсификации процессов горения и смешения. Вторичный воздух $G_{в2}$, необходимый для завершения процесса горения, обычно подается в зону горения через передние ряды отверстий в боковых стенках жаровой трубы. Среднее значение коэффициента избытка воздуха в зоне горения, определенное по сумме $G_{в1}$ и $G_{в2}$, на расчетном режиме работы камеры составляет обычно 1,7—1,8, что обеспечивает достижение высокой полноты сгорания. Температура продуктов сгорания достигает здесь 1800—1900 К.

Воздух $G_{в3}$, поступающий в жаровую трубу через задние ряды отверстий или щелей, называется третичным или смешительным. Часть жаровой трубы, в которой этот воздух смешивается с продуктами сгорания, поступающими из зоны горения, называется зоной смешения.

Важно подчеркнуть, что если некоторая часть топлива не успеет сгореть до попадания в зону смешения, то дальнейшее ее догорание практически уже не произойдет, так как температура газа (и, следовательно, скорость горения) в этой части камеры резко падает, а коэффициент избытка воздуха возрастает до значений, превышающих концентрационный предел горения.

Число, расположение и форма отверстий для подвода третичного воздуха подбираются таким образом, чтобы обеспечить желаемое поле температур перед турбиной. Часть вторичного и третич-

ного воздуха подается через небольшие щели непосредственно на внутреннюю поверхность жаровой трубы для ее дополнительного охлаждения.

Соотношение между количеством первичного, вторичного и третичного воздуха зависит от конкретной схемы организации процесса горения и расчетного значения температуры газов перед турбиной. С увеличением этой температуры относительное количество третичного воздуха, очевидно, должно уменьшаться, поскольку значение среднего коэффициента избытка воздуха на выходе из камеры приближается к среднему значению α в зоне горения.

Подвод первичного и вторичного воздуха в жаровую трубу должен быть организован так, чтобы в зоне горения создавалась нужная газодинамическая структура потока. Эта структура должна обеспечить хорошее смешение топлива с воздухом, создание нужных полей концентраций топлива и наличие мощных обратных токов, обеспечивающих надежное воспламенение свежей смеси во всех режимах работы камеры.

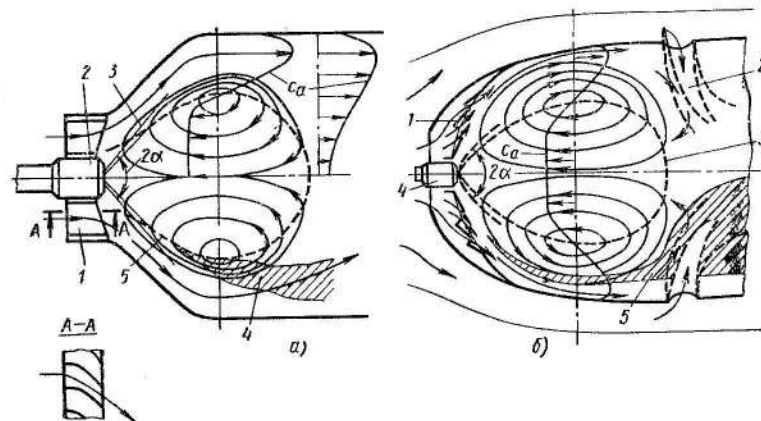


Рис. 11.6. Структура потока за фронтными устройствами камер сгорания:

а — с лопаточным завихрителем; б — со щелевой головкой

Структура потока в передней части жаровой трубы камеры сгорания с лопаточным завихрителем показана схематично на рис. 11.6, а. (Физическая модель процессов, протекающих за фронтными устройствами, изложена здесь и ниже по Г. М. Горбуну [19]). Воздух, поступающий сюда через завихритель 1, движется далее вдоль поверхности жаровой трубы в виде конической вихревой струи. Известный эффект свободного вихревого движения воздуха, усиленный эжектирующим действием струи, приводит к понижению давления на оси камеры за завихрителем, вследствие чего эту область устремляется газ из расположенных дальше от фронтального устройства участков жаровой трубы. В результате здесь во-

никает зона обратных токов, граница которой показана на рисунке линией 5. Эпюры распределения осевых составляющих скорости воздуха (газа) c_a становятся крайне неравномерными. Между зоной обратных токов и внешним по отношению к ней потоком в результате турбулентного смешения происходит интенсивный массообмен.

Распыленное форсункой 2 топливо попадает в зону обратных токов и выносится встречным потоком в область, примыкающую к ее границе, где и образуется гетерогенная горючая смесь. При запуске двигателя эта смесь поджигается огненной струей, создаваемой пусковым воспламенителем 6 (см. рис. 11.5). Но в последующем горячие продукты сгорания вовлекаются в зону обратных токов и обеспечивают непрерывное поджигание свежей смеси. Таким образом, воспламенение горючей смеси в камере происходит вблизи внешней границы зоны обратных токов, а последующее ее выгорание идет от внутренних слоев смеси к внешним.

Роль зоны обратных токов очень велика. Циркулирующие в ней горячие газы не только поджигают свежую смесь, но и являются источником тепла, необходимого для быстрого испарения топлива, а сильная турбулизация потока и малые осевые скорости газа вблизи ее границы создают благоприятные условия для обеспечения надежного воспламенения горючей смеси. Однако непосредственно за фронтным устройством смесь сильно обогащена ($\alpha = 0,4 \dots 0,7$), и поэтому выгорание ее происходит в основном ниже по потоку, где через отверстия в боковой стенке жаровой трубы в зону горения дополнительно подаются струи вторичного воздуха. Они не только обеспечивают здесь достаточный избыток кислорода (нужный для полного сгорания топлива в неоднородной смеси), но и оказывают дополнительное стабилизирующее действие на процесс горения, так как за каждой из них образуется местная зона обратных токов, как за всяким плохо обтекаемым телом.

Наряду с описанными камерами сгорания в авиационных ГТД применяются также камеры сгорания с фронтными устройствами без завихрителей. Структура потока в передней части жаровой трубы такой камеры показана на рис. 11.6, б. Воздух поступает в область расположения форсунки в основном не через отверстия в передней стенке жаровой трубы, а через отверстия в боковой стенке, размещенные ниже по потоку. Втекающие в эти отверстия струи 2 за счет сил вязкостного и турбулентного трения создают в передней части жаровой трубы зону обратных токов. Через щели в передней стенке 1 жаровой трубы в таких камерах обычно подводится лишь небольшое количество воздуха (4—8%), необходимое для поджигания горючей смеси на границе зоны обратных токов 3 и, кроме того, интенсифицирующее рециркуляцию газов в ней.

Зона обратных токов, заполненная продуктами сгорания, в таких камерах занимает почти все поперечное сечение жаровой трубы. В результате топливо, попадая из форсунки 4 в эту зону, успевает в значительной мере испариться в ней, и поэтому зона горения 5 начинается на границе зоны обратных токов и окружающего

ее сравнительно тонкого воздушного слоя. Скорость выгорания топлива при этом определяет, в основном, процесс турбулентной диффузии. В остальном рабочий процесс в такой камере мало отличается от рассмотренного выше для камеры с завихрителем.

Камеры сгорания с рассмотренной выше схемой организации рабочего процесса имеют сравнительно большие продольные размеры — для обеспечения хорошей полноты сгорания и получения приемлемого поля температур на выходе отношение длины жаровой трубы L к ее поперечному размеру D должно составлять не менее $L/D=3 \dots 4$, что отрицательно сказывается на габаритных размерах и массе двигателя. Кроме того, в таких камерах при больших давлениях воздуха за компрессором, характерных для современных двигателей с высокими p_k^* , в зонах местного переобогащения смеси топливом выделяется значительное количество углерода в твердой фазе — сажи, которая не успевает полностью выгореть в последующем процессе горения с $\alpha > 1$. Это приводит к «дымлению» двигателя, т. е. к появлению видимого черного дыма в выхлопной струе ГТД. Поэтому в настоящее время в авиационных ГТД все более широко применяются мероприятия, направленные на уменьшение дымообразования и сокращение длины камер сгорания.

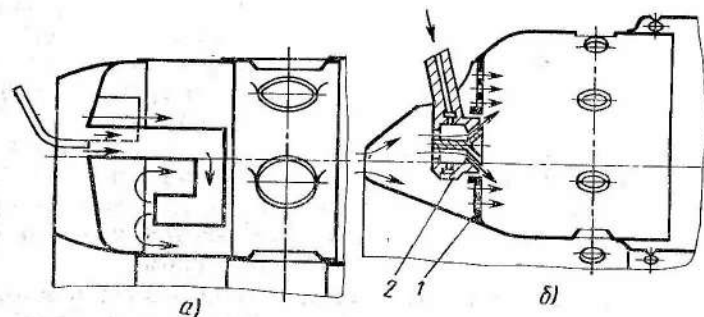


Рис. 11.7. Схемы фронтальных устройств «малодымных» камер сгорания:

а — устройство испарительного типа; б — устройство с перфорированным кольцом и форсункой с аэрацией

На рис. 11.7 показаны некоторые из возможных схем фронтальных устройств, позволяющих резко снизить дымление благодаря организации более полного испарения и смешения топлива с воздухом до поступления смеси в зону горения (для исключения местного переобогащения смеси). В фронтальном устройстве испарительного типа (рис. 11.7, а) топливо поступает сначала в Г-образную трубку, находящуюся в зоне обратных токов, где полностью или частично газифицируется. Применение устройств подобного типа является наиболее эффективным способом снижения дымления ГТД.

В камере, изображенной на рис. 11.7, б, установлена форсунка с аэрацией 2, где топливо смешивается с воздухом еще в процессе

распыла. Затем смешение продолжается в сильно турбулизованном потоке воздуха, прошедшего через перфорированное кольцо 1.

Общий объем и соответственно длина камеры сгорания определяются, в основном, объемом жаровой трубы, т. е. суммарным объемом зон горения V_r и смешения $V_{см}$. Можно показать, что время пребывания топливоздушной смеси в зоне горения t_r практически пропорционально $p_k^* V_r / (G_T H_u)$. Поэтому уменьшение объема зоны горения при неизменной организации рабочего процесса ведет к уменьшению t_r и, следовательно, к снижению η_k . Интенсификация процессов распыливания, испарения и смешения позволяет несколько уменьшить требуемые размеры зоны горения. Дополнительное уменьшение длины камеры может быть достигнуто совмещением передней части ее с компрессорным диффузором и уменьшением размеров зоны смешения (если при этом удастся сохранить допустимый уровень неравномерности поля температур). Благодаря этим мероприятиям длина камеры сгорания в некоторых новых ГТД снижена до $L/D=2,0 \dots 2,5$.

Следует отметить некоторые особенности процесса воспламенения топлива в камерах сгорания ГТД при запуске двигателя. Один из вариантов устройства пусковых воспламенителей показан на рис. 11.8.

Воспламенитель представляет собой миниатюрную (50—100 см³) камеру сгорания, в которую через форсунку 1 подается топливо, а воздух поступает из пространства между жаровой трубой 4 и корпусом камеры сгорания 3. При запуске образовавшаяся здесь богатая смесь воспламеняется с помощью электрической свечи. Воспламенитель располагается на камере сгорания так, что образовавшийся факел пламени направляется на границу зоны обратных токов и поджигает имеющуюся там свежую смесь. Для надежности спуска на двигателе устанавливается несколько воспламенителей (пусковых блоков).

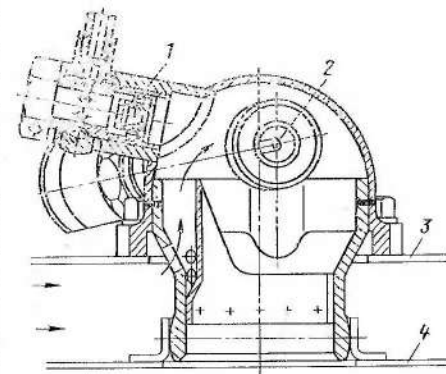


Рис. 11.8. Пусковой воспламенитель основной камеры сгорания

Если камера сгорания имеет несколько жаровых труб, а пусковые воспламенители установлены не на всех трубах, то между жаровыми трубами в районе расположения зон обратных токов устанавливаются пламеперебрасывающие патрубки. Для улучшения передачи пламени они должны быть возможно большего диаметра. Наиболее условия для переброски пламени имеются в кольцевых камерах сгорания.

Понижение давления и температуры воздуха, поступающего в камеру сгорания, резко сужает пределы воспламенения топлива по составу смеси. Поэтому для обеспечения надежного запуска двигателя на больших высотах требуется значительно более точная, чем на земле, дозировка подачи топлива при запуске как в пусковые воспламенители, так и в основную камеру сгорания. Подпитка

пусковых воспламенителей сжатым воздухом или кислородом существенно расширяет пределы воспламенения смеси, повышая мощность пускового факела и поэтому является эффективным средством увеличения максимальной высоты надежного запуска двигателя в полете.

11.5. ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ

Состав горючей смеси в форсажной камере может быть охарактеризован суммарным коэффициентом избытка воздуха

$$\alpha_2 = \frac{G_{\tau}}{(G_{\tau} + G_{\tau, \phi}) L_0}, \quad (11.5)$$

где G_{τ} и $G_{\tau, \phi}$ — расход топлива соответственно в основной и форсажной камерах.

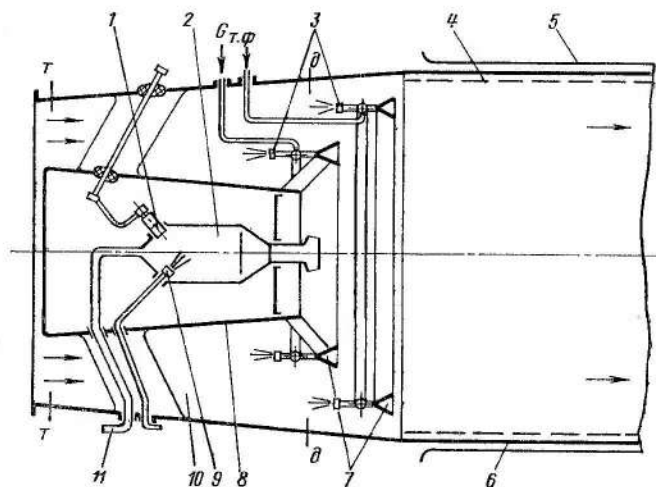


Рис. 11.9. Схема форсажной камеры сгорания ТРД:

1 — свеча; 2 — форкамера (пусковой воспламенитель); 3, 9 — форсунки; 4 — теплозащитный и антивибрационный экран; 5 — наружный капот; 6 — корпус; 7 — стабилизатор пламени; 8 — обтекатель диска турбины; 10 — затурбинный диффузор; 11 — трубка подвода воздуха в форкамеру

На рис. 11.9 показана типичная схема форсажной камеры, установленной за турбиной ТРД. Условия смесеобразования и горения топлива в такой камере отличаются следующими особенностями:

- значения α_2 для форсажных камер обычно составляют 1,1—1,8, т. е. находятся в пределах возможного воспламенения и устойчивого горения гетерогенных керосиновоздушных смесей;
- температура газов на входе в форсажную камеру значительно выше, чем температура воздуха за компрессором;
- скорость потока в форсажной камере значительно выше, чем в основной камере;

— концентрация кислорода в горючей смеси здесь несколько меньше, чем в основной камере.

Эти особенности в свою очередь определяют следующие отличия в организации процесса горения в форсажных камерах (по сравнению с основными).

1. Из-за сравнительно малых избытков воздуха нет необходимости в разделении форсажной камеры на зону горения и зону смешения. Но в то же время отсутствие больших избытков воздуха заставляет уделять больше внимания распределению топлива в потоке воздуха. Поэтому в форсажных камерах обычно устанавливается большое число (часто несколько десятков) форсунок 3 (см. рис. 11.9), объединенных несколькими топливными коллекторами.

2. Высокая температура потока газов за турбиной существенно ускоряет процесс испарения топлива и облегчает условия его воспламенения. Поэтому в форсажных камерах, несмотря на пониженное содержание кислорода, оказывается возможным устойчивое горение при сравнительно небольших размерах зон обратных токов. Обычно в камере устанавливаются плохообтекаемые тела (полосы или кольца) V-образного сечения, за которыми и возникают зоны обратных токов. Структура потока за таким стабилизатором показана на рис. 11.10. В результате срыва потока с кромок стабилизатора за ним (как за всяким плохо обтекаемым телом) возникает рециркуляция потока, т. е. появляется зона обратных токов.

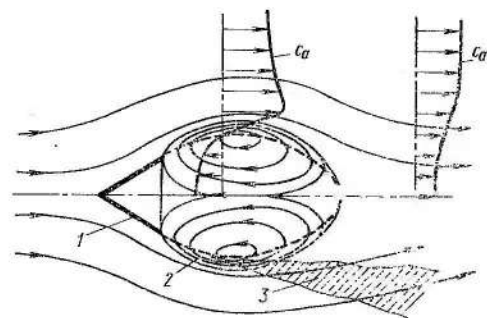


Рис. 11.10. Структура потока возле V-образного стабилизатора:

1 — стабилизатор; 2 — граница зоны обратных токов; 3 — зона горения

Форсунки часто располагают при этом так, чтобы часть впрыскиваемого топлива попадала непосредственно на поверхность стабилизаторов, образуя на ней жидкую пленку, которая затем стекает с их задних кромок. Благодаря этому в следе за стабилизатором создается зона богатой смеси, наличие которой повышает устойчивость горения на режимах с повышенными значениями α_2 . Впрыск топлива в форсажных камерах может производиться как по потоку, так и против него. В последнем случае происходит улучшение распыла под влиянием встречного потока.

3. Горение топливовоздушной смеси начинается, как показывает опыт, на границе зоны обратных токов в нескольких сантиметрах за стабилизатором и распространяется затем на весь поток. Значительная часть топлива выгорает на сравнительно небольшом расстоянии от стабилизаторов. Но для полного завершения горения

двухфазной смеси при высоких скоростях газового потока пространство за стабилизаторами должно иметь большую протяженность (свыше 2,5—3 м). На практике форсажные камеры выполняют более короткими, идя на некоторую неполноту сгорания ради уменьшения габаритных размеров и массы камеры.

Для увеличения полноты и устойчивости горения, а также для снижения гидравлических потерь скорость газового потока в форсажной камере (в месте установки стабилизаторов) выбирается обычно не более 130—170 м/с, для чего диаметр камеры приходится выполнять больше, чем диаметр турбины, а за турбиной устанавливается диффузор (см. рис. 11.9).

4. Большая скорость газового потока затрудняет воспламенение горючей смеси. Поэтому в форсажных камерах применяются мощные источники зажигания. В схеме на рис. 11.9 розжиг форсажной камеры осуществляется с помощью специальной форкамеры (пускового воспламенителя), питаемой чистым воздухом от компрессора и снабженной электрической свечой повышенной мощности. Факел пламени, создаваемый этим воспламенителем, поджигает смесь, находящуюся в зоне обратных токов у обреза центрального обтекателя диска турбины, откуда пламя перебрасывается далее по V-образным желобам на все стабилизаторы.

На некоторых ТРД воспламенение форсажного топлива в форсажной камере достигается путем впрыска порции топлива в зону горения основной камеры сгорания с таким расчетом, чтобы в результате воспламенения и сноса горящих капель газовым потоком образовалась огненная дорожка, проникающая через турбину и поджигающая горючую смесь в форсажной камере.

5. Для защиты стенок форсажной камеры от прогара за стабилизаторами устанавливается теплозащитный экран, не несущий механических нагрузок и омываемый снаружи сравнительно холодным потоком газа, выходящего из турбины и не смешанного с топливом. Кроме того, корпус форсажной камеры для его охлаждения обычно в полете обдувается снаружи воздухом, подаваемым под капот.

6. Организация смесеобразования и горения топлива в форсажных камерах двухконтурных ТРД в общем аналогична описанной, хотя сравнительно низкие температуры воздуха, поступающего в форсажную камеру из наружного контура, заставляют применять в этом случае более мощные стабилизаторы пламени.

7. Одна из серьезных трудностей, которую приходится преодолевать при создании форсажных камер, — возникновение особой неустойчивости в их работе, называемой *вибрационным горением*. Вибрационное горение проявляется в виде колебаний давления с частотой порядка 10^2 — 10^3 Гц, вызывающих сильные вибрации элементов конструкции камеры и ведущих к их быстрому разрушению, а также иногда к усталостным разрушениям других деталей двигателя.

Как установлено, вибрационное горение является автоколебательным процессом, протекающим в камере сгорания. Возникновение и развитие автоколеба-

ний в какой-либо системе происходит при двух обязательных условиях. Во-первых, к системе должна подводиться извне энергия в количестве, достаточном для преодоления демпфирующих колебания факторов (вязкости, гидравлического сопротивления и др.) и компенсации затрат на «раскачку» свежих порций газа взамен вытекающих из сопла. Таким источником энергии в камере сгорания может быть тепловыделение в зоне горения. Во-вторых, для возбуждения автоколебаний в системе должна существовать положительная обратная связь, т. е. изменение тепловыделения во времени должно вызываться колебаниями давления и приводить к их усилению.

Исследования показали, что механизм обратной связи при вибрационном горении обычно не является следствием колебаний подвода топлива, а связан с влиянием колебаний давления и скорости газового потока в камере на процесс горения. Эта связь может иметь различную природу. Так, например, слабые звуковые волны, всегда присутствующие в потоке газа в камере, достигая фронта пламени, вызывают изменения его положения и формы, т. е., в конечном счете, поверхности горения и соответственно тепловыделения в единицу времени. В свою очередь, колебания интенсивности тепловыделения будут вызывать колебания давления. При определенных условиях это может привести к раскачке колебаний, т. е. к превращению слабых звуковых волн в мощные колебания (стоячие волны), частота которых определяется акустическими свойствами форсажной камеры.

Другими примерами возможного механизма обратной связи могут служить влияние продольных и поперечных колебаний скорости потока на условия срыва вихрей с кромок стабилизатора, влияние колебаний скорости и давления вблизи фронтального устройства на условия смесеобразования, на стабильность процесса горения и т. д.

В тех случаях, когда колебания давления в камере при вибрационном горении носят акустический характер, рассеивание энергии колебательного движения (волн давления), вызванное трением и другими потерями, при больших значениях α_2 и малых давлениях в камере не покрывается подводом энергии от колебаний фронта пламени, и эти колебания не усиливаются. Но при уменьшении α_2 и увеличении давления за турбиной P_t^* подвод энергии во фронте пламени усиливается и при определенных условиях (обычно при $\alpha_2 < 1,2 \dots 1,3$) становится больше, чем ее рассеивание. В этом случае амплитуда акустических колебаний резко увеличивается до опасных значений, т. е. возникает вибрационное горение.

Эти колебания могут иметь различные формы. В частности, они могут быть как продольными (т. е. распространяться вдоль оси камеры), так и поперечными. Возможно существование и смешанных форм колебаний.

Основными способами предотвращения вибрационного горения в форсажных камерах являются:

- установка гофрированного antivибрационного экрана (см. рис. 11.9) с перфорированными стенками или со щелями; такой экран способствует рассеиванию поперечных волн давления вследствие неправильного отражения от гофрированной поверхности и их поглощению (демпфированию) благодаря наличию перфорации;

- помещение стабилизаторов близко к узлам стоячих волн давления и скорости, возникающих в камерах при акустических колебаниях;

- увеличение числа стабилизаторов и эшелонирование их по длине камеры для снижения «остроты» возможного резонанса.

В эксплуатации возможна еще одна форма проявления неустойчивости в работе форсажных камер — низкочастотные колебания давления в камере, сопровождающиеся колебаниями давления топлива перед форсунками и расхода топлива. Эти явления могут возникать при малых перепадах давления на форсунках (т. е. на пониженных форсажных режимах) и связаны обычно с ухудшением распыла топлива и с наличием обратной связи между колебаниями давления в камере и колебаниями расхода топлива. Эта связь становится тем более ощутимой, чем меньше перепад давления на форсунках.

11.6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕР СГОРАНИЯ

В реальных условиях эксплуатации основные и форсажные камеры сгорания авиационных ГТД работают в широком диапазоне значений α и других параметров, существенно влияющих на процесс горения топлива. Зависимости, показывающие, как изменяется коэффициент полноты сгорания при изменении коэффициента избытка воздуха α , а также давления, температуры и скорости потока на входе в камеру, называются *характеристиками камеры сгорания* (по полноте сгорания). Зависимости пределов устойчивого горения ($\alpha_{\min}$ и $\alpha_{\max}$) от параметров потока на входе в камеру называются *срывными характеристиками* камеры.

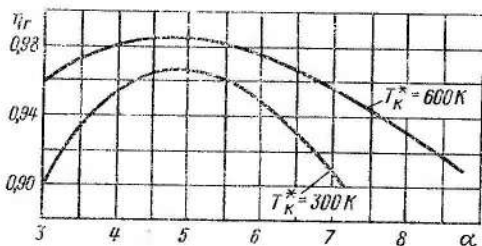


Рис. 11.11. Типичная характеристика основной камеры сгорания ГТД по составу смеси ($p_k^* = \text{const}$)

духа в камере α , подсчитанное по всему количеству топлива и воздуха, поступающего в камеру, а по вертикали — коэффициент полноты сгорания η_r . Характеристика относится к камере, рассчитанной на умеренное значение температуры газов перед турбиной $T_r^* = 1100 \dots 1200\text{ K}$, что соответствует $\alpha = 4 \dots 4.5$. Как видно, максимальное значение η_r достигается здесь при $\alpha \approx 5$, а при больших и меньших значениях α коэффициент полноты сгорания заметно снижается.

Уменьшение полноты сгорания при пониженных значениях α объясняется следующими причинами. В зоне горения коэффициент избытка воздуха значительно ниже, чем в среднем для всей камеры. Поэтому при снижении α происходит переобогащение зоны горения, в результате которого из-за недостатка кислорода топливо сгорает в ней не полностью и пары его частично выносятся в зону смешения, где из-за резкого снижения температуры горение прекращается. При чрезмерном переобогащении зоны горения наступает резкое снижение температуры газов в зоне обратных токов, результатом которого является прекращение горения (срыв пламени).

При увеличении α зона горения обедняется и содержит вполне достаточное количество кислорода для обеспечения полного сгорания. Но скорость горения при этом падает, в результате чего *часть* горючей смеси не успевает прореагировать полностью в зоне горения и выносится в зону смешения, где из-за резкого снижения тем-

пературы горение прекращается. При слишком большом обеднении смеси температура зоны обратных токов падает настолько, что ее поджигающая способность становится недостаточной и наступает «бедный» срыв пламени.

Снижение температуры воздуха на входе в камеру T_k^* оказывает существенное влияние на полноту сгорания особенно при больших отклонениях α от оптимального значения (см. рис. 11.11).

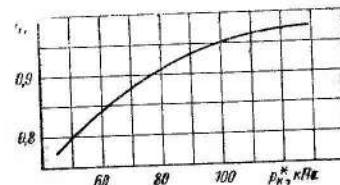


Рис. 11.12. Типичная зависимость η_r от давления на входе в камеру сгорания

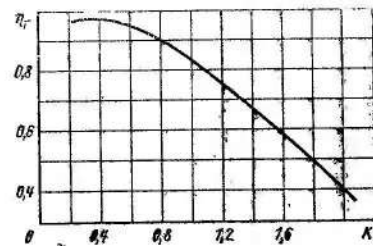


Рис. 11.13. Зависимость полноты сгорания от параметра форсирования

На рис. 11.12 показана типичная зависимость коэффициента η_r от p_k^* . При давлениях, превышающих 100—150 кПа, полнота сгорания сохраняет высокое, практически постоянное значение. Но при давлениях, меньших 100 кПа (что может наблюдаться с подъемом на высоту), полнота сгорания топлива резко падает. Это падение вызывается прежде всего снижением пропорциональных p_k^* чисел Re , с которыми обтекаются элементы камеры, что ведет к снижению степени турбулентности потока и вследствие этого — к снижению интенсивности передачи тепла, к замедлению процесса смешения и снижению скорости распространения пламени u_r . При значительном снижении p_k^* наблюдается также уменьшение размеров зоны обратных токов.

Увеличение скорости воздуха на входе в камеру ведет к снижению η_r вследствие уменьшения времени пребывания горючей смеси в зоне высоких температур. Но при чрезмерном снижении скорости полнота сгорания может также снизиться из-за резкого уменьшения степени турбулентности потока.

Совместное влияние температуры, давления и скорости воздуха на входе в камеру на полноту сгорания (при значениях α , близких к оптимальным по η_r) может быть оценено по эмпирической зависимости (рис. 11.13), связывающей полноту сгорания с так называемым параметром форсирования [5]:

$$K = \frac{0,056 G_B}{p_k^{1,25} T_k^{*} n_{ж} D_{ж}^3},$$

где G_B — расход воздуха через камеру в кг/с; p_k^* и T_k^* — давление и

МПа и абсолютная температура воздуха на входе в камеру сгорания; $D_{ж}$ — диаметр жаровой трубы в мм; $n_{ж}$ — их число.

Диапазон значений α , в котором обеспечивается устойчивое горение топлива в основных камерах сгорания, меняется при изменении p_k^* , T_k^* и c_k так же (в качественном отношении), как и полнота сгорания. На установившихся режимах работы двигателя обычно изменяется в сравнительно небольшом диапазоне, существенно более узком, чем пределы устойчивого горения. Но при резком перемещении рычага управления двигателем (РУД) на увеличение или уменьшение подачи топлива коэффициент α может изменяться в весьма широких пределах. Вследствие гетерогенности горючей смеси и наличия обратных токов процесс горения остается устойчивым в широком диапазоне значений α , хотя коэффициент $\eta_{гф}$ может в этом случае заметно снижаться. При этом на малых расходах граница богатого срыва соответствует обычно таким α , при которых температура газов перед турбиной имеет недопустимо высокие значения, а граница бедного срыва соответствует $\alpha_{\max} \geq 50 \dots 60$, когда подогрев воздуха в камере сгорания $T_{г*} - T_k^*$ превышает нескольких десятков градусов. Но при увеличении расхода топлива из-за одновременного падения p_k^* и T_k^* пределы устойчивого горения существенно сужаются, в особенности в области бедных смесей.

При высоких α и низких давлениях воздуха причиной снижения полноты и устойчивости сгорания может быть также ухудшение качества распыла топлива, вызванное уменьшением перепада давления на форсунках вследствие снижения расхода топлива на этих режимах работы камеры. Влияние этого фактора проявляется как при экспериментальном определении характеристик камеры, так и в процессе ее эксплуатации. Как известно, в одноканальной регулируемой форсунке перепад давлений пропорционален квадрату расхода топлива. Поэтому на большинстве авиационных ГТД в основных камерах сгорания устанавливаются двухканальные форсунки с устройством для автоматического отключения одного канала при малых расходах или применяются другие меры для обеспечения хорошего распыла топлива при малых его расходах. Кроме того, для исключения опасности срыва пламени при необходимости резко убрать РУД многие ГТД снабжаются устройством, не допускающим снижения расхода топлива ниже некоторого минимального значения, выбранного с таким расчетом, чтобы, несмотря на резкое увеличение α , горение в камере было устойчивым в любых условиях полета.

Следует иметь в виду также, что в условиях работы камеры системы ГТД значения c_k (или G_B), p_k^* , T_k^* и α не являются независимыми, а связаны уравнениями сохранения энергии и расхода для участка от входного сечения камеры до минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины. Например, скорость (число М) потока на входе в камеру является функцией T_k^* и $T_{г*}$ точнее функцией $T_{г*}/T_k^*$; причем с увеличением $T_{г*}/T_k^*$, вызванным, например, снижением α , скорость c_k уменьшается. Поэтому

анализ изменения $\eta_{гф}$ в различных условиях работы ГТД надо вести с учетом одновременного изменения всех указанных параметров. Так, например, при снижении частоты вращения ротора ГТД полнота сгорания снижается (особенно в высотных условиях) вследствие одновременного падения p_k^* , T_k^* и $T_{г*}/T_k^*$.

Рассмотрим теперь особенности характеристик форсажных камер сгорания. Форсажная камера сгорания работает обычно только при максимальной или близкой к максимальной частоте вращения ротора двигателя, когда в различных условиях полета температура газа за турбиной сохраняет постоянное или почти постоянное и притом весьма высокое значение. Скорость потока газа на входе в камеру на форсажных режимах изменяется также в сравнительно небольших пределах. Поэтому наибольший практический интерес представляют характеристики форсажной камеры по составу смеси и по давлению в камере.

На рис. 11.14 приведена типичная зависимость коэффициента полноты сгорания в форсажной камере $\eta_{гф}$ от коэффициента избытка воздуха α_2 .

Как видно, высокий уровень полноты сгорания достигается в данном случае при $\alpha_2 = 1,5 \dots 1,8$, а при больших и в особенности при меньших значениях α_2 полнота сгорания резко падает. Такой характер изменения $\eta_{гф}$ объясняется неоднородностью состава горючей смеси в форсажной камере. При уменьшении α_2 в ней появляются зоны, переобогащенные топливом. Падение $\eta_{гф}$ из-за неравномерного распределения топлива в потоке газа становится особенно существенным при снижении среднего по всей камере коэффициента избытка воздуха до $\alpha_2 = 1,1 \dots 1,2$. При увеличении α_2 (сверх значения, соответствующего максимуму $\eta_{гф}$) снижение $\eta_{гф}$ вызывается, с одной стороны, как и в основных камерах, уменьшением скорости распространения пламени при обеднении смеси, а с другой стороны — тем, что часть топлива еще до подхода к фронту пламени успевает испариться и перемешаться с выходящими из турбины газами, образуя зоны смеси негорючей концентрации.

С понижением давления на входе в форсажную камеру $p_{г*}$, как и в основной камере сгорания, полнота сгорания падает вследствие ухудшения качества распыла топлива из-за падения $G_{т.ф}$ и вследствие замедления процессов передачи тепла, смешения и горения из-за снижения чисел Re. Это падение становится заметным обычно при значениях $p_{г*}$, меньших 70—80 кПа. Влияние снижения $p_{г*}$ проявляется в еще большей степени на режимах частичного форси-

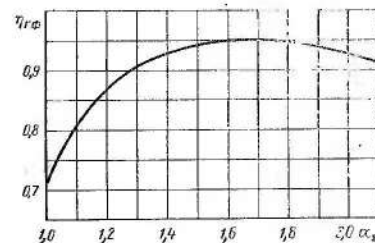


Рис. 11.14. Типичная характеристика форсажной камеры ТРД по составу смеси ($p_A^* \geq 0,1$ МПа)

рования двигателя (т. е. при пониженных значениях температур форсажа и соответственно повышенных α_x), так как в этом случае с одной стороны, снижается интенсивность подвода тепла к свежей смеси из зоны горения, а с другой стороны, еще более резко снижается перепад давлений на форсунках. Для исключения отрицательного влияния последнего фактора на полноту и устойчивость сгорания в форсажных камерах может использоваться исключение частоты форсунок на пониженных режимах и применение форсунок с регулируемым проходным сечением.

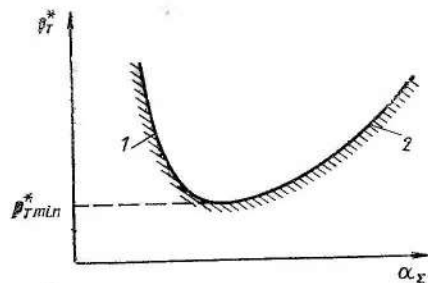


Рис. 11.15. Срывная характеристика форсажной камеры:

1 — богатый срыв; 2 — бедный срыв

валяется при любом α_x . Сужение диапазона устойчивого горения топлива в форсажной камере при снижении давления на входе в нее объясняется, в основном, теми же причинами, что и для основных камер. Кроме того, в условиях высотного полета может наблюдаться закипание топлива в омываемых горячими газами топливных коллекторах форсажной камеры, если давление топлива (при малых его расходах) становится меньше давления его насыщенных паров. Это приводит к изменению условий смесеобразования и структуры потока около форсунок и стабилизаторов пламени и в результате — к ухудшению полноты и устойчивости горения.

Поэтому в условиях полета на больших высотах надежное включение (воспламенение топлива) и устойчивая работа форсажной камеры могут быть обеспечены только при достаточно высоком давлении газа за турбиной и лишь в сравнительно узком диапазоне режимов по α_x (например, только на режимах, близких к режиму полного форсажа).

11.7. ПОТЕРИ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Потери полного давления в камерах сгорания вызываются гидравлическим их сопротивлением и так называемым тепловым сопротивлением.

Гидравлическое сопротивление складывается, в основном, из сопротивлений диффузора, фронтного устройства и сопротивления, возникающего при смешении струй первичного, вторичного и тре-

тчного воздуха (для основных камер сгорания). Потери полного давления, вызванные гидравлическим сопротивлением, могут быть определены путем раздельного учета каждой из его составляющих или же оценены с помощью суммарного коэффициента

$$\sigma_{гидр} = 1 - \frac{\Delta p^*}{p_d^*}, \quad (11.6)$$

где Δp^* — снижение полного давления, вызванное гидравлическим сопротивлением.

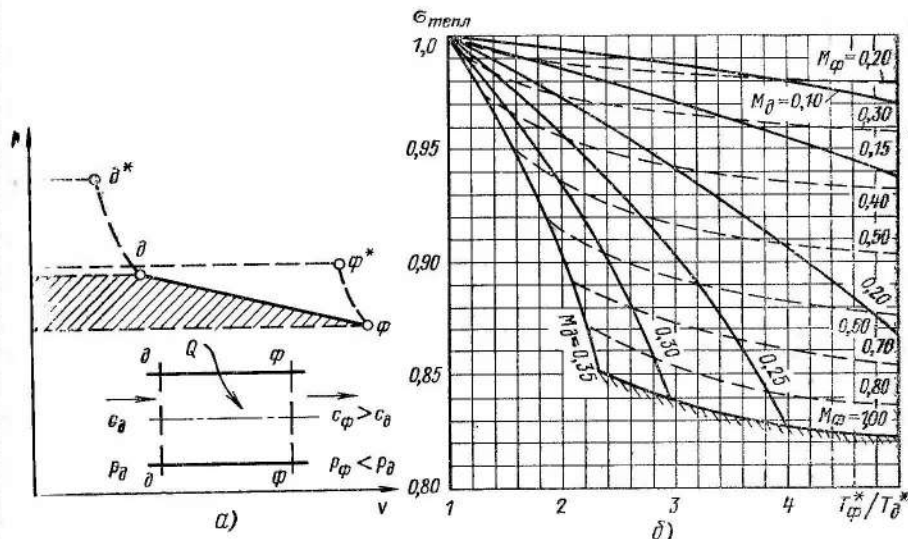


Рис. 11.16. Тепловое сопротивление камеры сгорания постоянной площади: а — диаграмма процесса; б — зависимость $\sigma_{тепл}$ от числа M потока и степени подогрева

Для основных камер сгорания обычно $\sigma_{гидр} = 0.93 \dots 0.96$, а для форсажных камер — $0.95 \dots 0.98$.

Тепловое сопротивление является следствием подвода тепла к потоку газа и увеличивается с ростом скорости потока и степени его подогрева. В большинстве форсажных камер сгорания площадь проточной части на участке от сечения $\delta-\delta$ до сечения $\phi-\phi$ (рис. 11.16) перед соплом изменяется незначительно. Поэтому схематически процесс горения в них можно представить как процесс подвода тепла к потоку газа в канале постоянного сечения. Диаграмма изменения состояния газа в таком процессе в p - v координатах приведена на рис. 11.16, а. В результате подвода тепла температура и удельный объем газа возрастают. Рост v при постоянной площади сечения камеры ведет к росту скорости потока и, следовательно, к снижению давления. Можно показать, что в рассматриваемых координатах процесс подвода тепла в такой камере изобразится прямой линией, уклон которой пропорционален расходу газа на едини-

ду площади сечения камеры. В соответствии с уравнением Бернулли приращение кинетической энергии потока в таком процессе при отсутствии трения будет эквивалентно площади заштрихованной на рисунке трапеции. Точки δ^* и ϕ^* изображают здесь состояние заторможенного потока на входе и на выходе из камеры. Переход от точки δ^* к точке ϕ^* можно рассматривать как разомкнутый цикл, состоящий из процесса адиабатического расширения $\delta^* \rightarrow \delta$, процесса подвода тепла при пониженном давлении $\delta \rightarrow \phi$ и последующего процесса сжатия $\phi \rightarrow \phi^*$. Такой цикл противоположен обычному термодинамическому циклу ВРД и должен приводить поэтому не к увеличению (как в ВРД), а к падению полного давления газа. Отсюда следует, что при подводе тепла к потоку газа всегда будет $p_{\phi^*} < p_{\delta^*}$.

Степень падения полного давления в форсажной камере постоянного сечения при отсутствии гидравлических потерь может быть определена путем совместного решения уравнения неразрывности и уравнения Эйлера о количестве движения газового потока. На рис. 11.16, б приведена полученная таким путем зависимость коэффициента теплового сопротивления $\sigma_{\text{тепл}} = p_{\phi^*}/p_{\delta^*}$ от степени подогрева газа при различных значениях числа M на входе в камеру. При этом температура T_{δ^*} в ТРДФ, очевидно, равна температуре газа за турбиной. Для ориентировки на рисунке нанесены линии постоянных значений числа M на выходе из камеры. Линия $M_{\phi} = 1$ соответствует «тепловому запираанию» камеры. Точки пересечения ее с линиями $M_{\delta} = \text{const}$ определяют предельные значения степени подогрева воздуха в камере постоянной площади, превышение которых при данных значениях M_{δ} физически невозможно.

Рис. 11.16, б в первом приближении можно отнести (с заменой индекса « ϕ » на индекс « g ») и к основным камерам сгорания, хотя здесь в принципе необходимо учитывать наличие подвода воздуха через отверстия в стенках жаровой трубы и часто значительное изменение площади сечения камеры по ее тракту. Если пренебречь влиянием этих особенностей, то по рис. 11.16, б можно определить $\sigma_{\text{тепл}} = p_g^*/p_{\delta}^*$ в зависимости от степени подогрева T_g^*/T_{κ}^* при различных значениях среднего по сечению входа в камеру числа M_{δ} , определенного без учета загромождения этого сечения деталями фронтального устройства.

Для основных камер обычно $M_{\delta} = 0,06 \dots 0,12$ и $\sigma_{\text{тепл}} \geq 0,97 \dots 0,98$. В форсажных камерах из-за более высоких значений M_{δ} тепловое сопротивление может достигать 5—6% полного давления. Сильнее всего тепловое сопротивление проявляется в форсажных камерах двухконтурных ТРД, где из-за больших степеней подогрева потери полного давления из-за теплового сопротивления могут превышать указанные значения.

Суммарные потери полного давления в камерах сгорания ГТД обычно подсчитывают по формуле

$$\sigma = \sigma_{\text{гидр}} \sigma_{\text{тепл}} \quad (11.7)$$

Основанием для этого служит то обстоятельство, что гидравличе-

ские потери сосредоточены главным образом в диффузоре и фронтальном устройстве, т. е. до подвода основного количества тепла, и поэтому тепловые и гидравлические потери можно считать независимыми друг от друга. Более точные значения σ для основной и форсажной камер сгорания определяют на основе их детального расчета.

11.8. СВЯЗЬ МЕЖДУ РАСХОДОМ ТОПЛИВА И ПОВЫШЕНИЕМ ТЕМПЕРАТУРЫ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

При расчете и анализе параметров и характеристик ГТД необходимо учитывать связь между расходом топлива, расходом воздуха и повышением температуры в основной или форсажной камере сгорания.

Если бы в двигателе шел процесс подогрева газа неизменного состава, то потребное количество тепла для основной камеры сгорания согласно уравнению энергии определялось бы формулой

$$Q = i_g^* - i_{\kappa}^* = c_p (T_g^* - T_{\kappa}^*), \quad (11.8)$$

где c_p — средняя теплоемкость газа в данном интервале температур.

Если, кроме того, принять, что тепловыделение на 1 кг топлива составляет $\eta_r H_u$ кДж, то относительный расход топлива в основной камере сгорания при отсутствии отбора воздуха от компрессора определялся бы равенством

$$g_{\tau} = \frac{G_{\tau}}{G_{\text{в}}} = \frac{Q}{\eta_r H_u} = \frac{c_p (T_g^* - T_{\kappa}^*)}{\eta_r H_u}, \quad (11.9)$$

где G_{τ} — секундный расход топлива и $G_{\text{в}}$ — расход воздуха.

В действительности процесс горения сопровождается изменением как количества, так и химического состава газа, что делает задачу определения потребного расхода топлива более сложной. Но можно показать, что с вполне достаточной точностью расход топлива и в этом случае может быть определен по формуле, аналогичной (11.9):

$$g_{\tau} = \frac{c_{\text{п}} (T_g^* - T_{\kappa}^*)}{\eta_r H_u}, \quad (11.10)$$

где $c_{\text{п}}$ — условная теплоемкость процесса подвода тепла в реальной камере сгорания — существенно отличается от средней теплоемкости воздуха и продуктов сгорания в данном интервале температур и зависит не только от T_{κ}^* и T_g^* , но и от вида топлива. Для авиационных керосинов с теплотворностью $H_u \approx 42\,900$ кДж/кг значения $c_{\text{п}}$ в зависимости от T_{κ}^* и T_g^* при $\alpha > 1$ могут быть определены по рис. 11.17 или рассчитаны по аппроксимирующей его формуле

$$c_{\text{п}} = 0,878 + 2,08 \cdot 10^{-4} (T_g^* + 0,48 T_{\kappa}^*), \text{ кДж/(кг} \cdot \text{К)}. \quad (11.11)$$

При использовании в качестве топлива водорода значения $c_{п\lambda}$ аналогичных условиях оказываются на 5—10% выше.

Для форсажной камеры задача определения расхода топлива усложняется дополнительно тем, что теплосодержание поступающих в нее газов зависит не только от температуры за турбиной, но

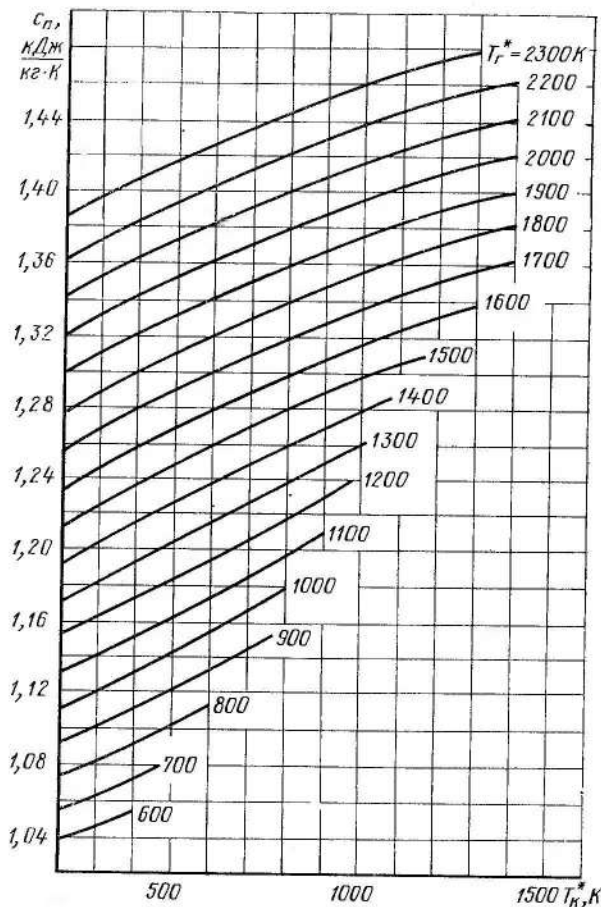


Рис. 11.17. Условная теплоемкость процесса подвода тепла в камере сгорания ГТД

и от химического состава газов, образовавшихся в основной камере сгорания. Но если рассматривать ТРДФ в целом, то общий расход топлива в двигателе $G_{т\lambda}$, равный сумме расходов основной $G_{т\lambda}$ и форсажной $G_{т\lambda\phi}$ камер сгорания, может быть определен по формуле

$$g_{т\lambda} = \frac{G_{т\lambda}}{G_{в}} = \frac{c_{п\lambda}(T_{\phi}^* - T_{н}^*)}{\eta_{г\lambda} H_u}, \quad (11.12)$$

где $G_{в}$ — расход воздуха через двигатель; $\eta_{г\lambda}$ — общий коэффициент полноты сгорания в двигателе.

Значение $c_{п\lambda}$ при сжигании в основной и форсажной камерах керосина может быть определено по рис. 11.17 или по формуле (11.11), если при этом в качестве начальной температуры вместо $T_{н}^*$ взять $T_{г\lambda}^*$, а в качестве конечной температуры — T_{ϕ}^* .

Значение $\eta_{г\lambda}$ связано со значениями $\eta_{г}$ и $\eta_{г\phi}$ равенством

$$G_{г\lambda} H_u \eta_{г\lambda} + G_{т\phi} H_u \eta_{г\phi} = G_{т\lambda} H_u \eta_{г\lambda},$$

откуда, полагая расход воздуха через компрессор и камеру сгорания одинаковым, можно получить

$$\eta_{г\lambda} = \eta_{г\phi} + (\eta_{г} - \eta_{г\phi}) \frac{c_{п}(T_{г}^* - T_{к}^*)}{c_{п\lambda}(T_{\phi}^* - T_{н}^*)} \frac{\eta_{г\lambda}}{\eta_{г\phi}}.$$

В этом уравнении второй член правой части обычно во много раз меньше первого. Поэтому с достаточной для практических целей точностью можно пренебречь отличием множителя $\eta / \eta_{г\phi}$ от единицы и тогда

$$\eta_{г\lambda} = \eta_{г\phi} + (\eta_{г} - \eta_{г\phi}) \frac{c_{п}(T_{г}^* - T_{к}^*)}{c_{п\lambda}(T_{\phi}^* - T_{н}^*)}. \quad (11.13)$$

Формула (11.12) пригодна также для расчета суммарного расхода топлива в ДТРДФ с общей форсажной камерой.

Для обоснования формулы (11.10) составим уравнение сохранения энергии для основной камеры сгорания ГТД. Пусть воздух поступает в камеру сгорания при температуре $T_{к}^*$, а топливо — при температуре $T_{г}^*$. Продукты сгорания покидают камеру сгорания при температуре $T_{г\lambda}^*$, причем их количество равно $G_{г} = G_{в}(1 + g_{г})$. Тогда уравнение сохранения энергии для камеры сгорания при отсутствии внешнего теплообмена будет иметь вид

$$G_{в} i_{в\lambda}^* + G_{г} i_{г}^* = G_{г\lambda} i_{г\lambda}^*, \quad (11.14)$$

где $i_{в\lambda}^*$, $i_{г}^*$, $i_{г\lambda}^*$ — теплосодержание воздуха, топлива и продуктов сгорания при соответствующих температурах.

Входящее сюда значение $i_{г\lambda}^*$ в общем случае должно подсчитываться с учетом реального состава продуктов сгорания, т. е. с учетом наличия в них не только продуктов полного окисления — CO_2 , H_2O , но и продуктов неполного сгорания — CO , H_2 , продуктов пиролиза компонентов топлива, промежуточных продуктов окисления, а при высоких температурах — продуктов диссоциации. Это усложняет определение $i_{г\lambda}^*$. Поэтому для упрощения задачи будем предполагать, что процесс сгорания протекает при $\alpha \geq 1$ и является полным, а потери тепла через стенки и термическая диссоциация продуктов сгорания отсутствуют. При этом будем считать, что коэффициент полноты сгорания $\eta_{г}$ учитывает все отклонения реального процесса от этой схемы. (Предположение об отсутствии диссоциации практически соответствует действительности при температурах до 2100—2300 К).

Для определения входящего в уравнение (11.14) теплосодержания топлива запишем, следуя Б. С. Стечкину, аналогичное уравнение для процесса горения (при том же α) в условиях проведения опыта по определению теплотворности топлива, т. е. при начальной температуре воздуха и топлива $t_0 = 20^\circ \text{C}$ и при охлаждении продуктов сгорания до той же температуры:

$$G_{в0} i_{в0}^* + G_{г0} i_{г0}^* = G_{г0} i_{г0}^* + G_{г0} H_u, \quad (11.15)$$

где $i_{в0}^*$, $i_{т0}$, $i_{г0}^*$ — теплосодержание воздуха, топлива и продуктов сгорания при температуре t_0 ; $G_{тH_u}$ — количество тепла, отданного в калориметр при сжигании продуктов сгорания.

Вычитая почленно уравнение (11.15) из уравнения (11.14) и учитывая, $G_{г} = G_{в} + G_{т}$, после преобразований получим

$$g_{т.ил} = \frac{(i_{г.г}^* - i_{г0}^*) - (i_{в.к}^* - i_{в0}^*)}{H_u + (i_{т} - i_{т0}) - (i_{г.г}^* - i_{г0}^*)}, \quad (11.16)$$

где индекс «ид» указывает на то, что значения $i_{г.г}^*$ и соответственно $g_{т}$ относятся к температуре t_0 . Действительное соотношение расходов топлива и воздуха равно

$$g_{т} = g_{т.ил} / \eta_{г}. \quad (11.17)$$

Для топлив нефтяного происхождения элементный химический состав практически стабилен, а поправка на разность теплосодержаний $i_{т} - i_{т0}$ обычно пренебрежимо мала (менее 0,5% H_u). Тогда, как следует из формулы (11.16), $g_{т.ил}$ является однозначной функцией температур $T_{г}^*$ и $T_{г}$. Это обстоятельство позволяет, не снижая точности получаемых результатов, использовать вычисления $g_{т}$ непосредственно по формуле (11.10), если входящие в нее значения $c_{и} = \frac{g_{т.ил} H_u}{T_{г}^* - T_{г}}$ заранее рассчитаны с помощью формулы (11.16) и сведены

в график типа рис. 11.17, при расчете которого были использованы данные Я. Т. Ильичева.

Как и ТРД, ТРДФ никакой механической работы во вне не отдает (если не считать относительно ничтожной затраты мощности на привод самолета агрегатов). Тогда, если пренебречь также отбором и утечками воздуха из двигателя, то уравнение сохранения энергии для ТРДФ в целом будет иметь вид

$$G_{вH} i_{вH}^* + G_{гH} i_{гH}^* = G_{гH} i_{гH}^*,$$

т. е. оказывается полностью аналогичным уравнению (11.14). Поэтому все выводы и формулы, полученные выше для основной камеры сгорания, будут справедливы и для ТРДФ в целом, если в них заменить всюду индексы «к» и «г» соответственно на «Н» и «Ф».

Это и обуславливает справедливость формулы (11.12) для определения относительного расхода топлива в ТРДФ.

Если в двигателе имеется отбор воздуха от компрессора, то доля топлива, подсчитанная по отношению к расходу воздуха на входе в компрессор, соответственно уменьшается и формулы (11.10) и (11.12) должны быть в этом случае записаны в виде

$$g_{т} = \frac{c_{и}(T_{г}^* - T_{г})}{\eta_{г} H_u} (1 - g_{охл} - g_{отб}); \quad (11.18)$$

$$g_{т.г} = \frac{c_{и.г}(T_{г}^* - T_{г}) (1 - g_{отб}) + (i_{отб}^* - i_{гH}^*) g_{отб}}{\eta_{г.г} H_u}, \quad (11.19)$$

где $g_{охл} = G_{охл} / G_{в}$ и $g_{отб} = G_{отб} / G_{в}$ — доли воздуха, отбираемого на охлаждение турбины и на обеспечение потребностей летательного аппарата.

Глава 12

УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И КПД ВРД

Для сравнительной оценки совершенства ВРД* вводят в рассмотрение относительные величины, характеризующие наиболее важные их свойства. Этими величинами являются удельные параметры двигателя и его КПД.

К числу основных удельных параметров ВРД относятся удельная тяга, удельный расход топлива, удельная масса, удельный объем и удельная лобовая тяга. Все указанные величины определяют по создаваемой двигателем тяге (внутренней или эффективной). С точки зрения использования двигателя как авиационной силовой установки более правильно определять удельные параметры по эффективной тяге. Но последняя в значительной степени зависит от способа установки двигателя на самолете. Для оценки же свойств самого двигателя удельные параметры принято определять по внутренней тяге, как это и делается ниже.

12.1. ОСНОВНЫЕ УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Удельной тягой $R_{уд}$ (Н·с/кг) называют отношение тяги к секунднему расходу воздуха через двигатель:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{в}}. \quad (12.1)$$

Основные выражения для внутренней тяги R были даны в гл. 8 ч. I. В частности, используя формулу (8.13), получим

$$R_{уд} = (1 + g_{т}) c_{с} - V + (p_{с} - p_{н}) \frac{F_{с}}{G_{в}}. \quad (12.2)$$

При полном расширении газа в сопле

$$R_{уд} = (1 + g_{т}) c_{с.л} - V. \quad (12.3)$$

В тех же случаях, когда, кроме того, можно пренебречь расходом топлива, выражение для удельной тяги принимает следующий простой вид:

$$R_{уд} = c_{с.л} - V. \quad (12.4)$$

* Здесь рассматриваются двигатели прямой реакции — одноконтурные и двухконтурные со смешением потоков.

Удельная тяга в однопоточных двигателях характеризует их лобовые размеры. Чем выше $R_{уд}$, тем меньше при заданной тяге потребный расход воздуха через двигатель, а следовательно, его диаметр и масса.

Удельным расходом топлива $C_{уд}$ [кг/(Н·ч)] называется отношение часового расхода топлива $G_{т.ч}$ к развиваемой двигателем тяге

$$C_{уд} = G_{т.ч} / R. \quad (12.7)$$

Удельный расход топлива характеризует экономичность двигателя. Чем он меньше, тем больше при заданной скорости дальность и продолжительность полета самолета.

Удельной массой двигателя $\gamma_{дв}$ (кг/Н) принято называть отношение массы двигателя $G_{дв}$ к тяге

$$\gamma_{дв} = G_{дв} / R. \quad (12.8)$$

Чем меньше удельная масса двигателя, тем меньше при заданной тяге масса и вес всей силовой установки, которые в значительной степени влияют на такие важные данные самолета, как его дальность, потолок, грузоподъемность и скорость.

Удельным объемом двигателя $v_{дв}$ (м³/Н) называют отношение объема двигателя $V_{дв}$ к его максимальной тяге

$$v_{дв} = V_{дв} / R. \quad (12.9)$$

Удельный объем широко используется для оценки двигателей самолетов вертикального взлета и посадки (ВВП). Размещение таких двигателей на самолете при условии, когда суммарная тяга на взлете должна превышать вес самолета, представляет трудную задачу. Поэтому снижение удельных объемов является важным требованием, предъявляемым к двигателям самолетов ВВП.

Удельной лобовой тягой $R_{лоб}$ (Н/м²) называется отношение максимальной тяги к наибольшему поперечному сечению двигателя

$$R_{лоб} = R / F_{лоб}. \quad (12.10)$$

Удельная лобовая тяга оценивает наибольший поперечный размер двигателя и в некоторой степени характеризует аэродинамическое совершенство силовой установки. Это объясняется тем, что при увеличении $R_{лоб}$ и при заданной тяге уменьшаются диаметр мотогондолы и размеры площади ее боковой поверхности, что, вообще говоря, должно приводить к снижению аэродинамического сопротивления. Однако более точный учет внешнего сопротивления требует определения эффективной тяги и расчета всех удельных параметров по $R_{эф}$.

Удельные параметры одного и того же двигателя изменяются при изменении числа M полета, высоты полета и режима работы двигателя. Поэтому весьма часто в качестве характерных величин приводятся удельные параметры, соответствующие земным статическим условиям ($H=0$, $V=0$). Для разных типов двигателей их удельные параметры существенно различны.

12.2. ПОЛНЫЙ КПД И ЕГО СВЯЗЬ С УДЕЛЬНЫМ РАСХОДОМ ТОПЛИВА

Первичным источником энергии в современных ВРД служит химическая энергия топлива. Она сообщается воздуху в виде тепла, выделяющегося при сжигании топлива в камерах сгорания двигателя. Для оценки степени совершенства процесса преобразования химической энергии топлива в полезную работу пользуются понятием КПД.

Химическая энергия топлива характеризуется его теплотворностью H_u . Если часовой расход топлива равен $G_{т.ч}$, то общее расходуемое количество тепла, вносимое в двигатель с топливом, равно $G_{т.ч} H_u$. Количество же тепла, отнесенное к 1 кг воздуха, проходящего через двигатель,

$$Q_0 = \frac{G_{т.ч} H_u}{3600 G_n}. \quad (12.9)$$

За полезную (тяговую) работу следует принимать произведение сил тяги на путь, пройденный самолетом за 1 с, т. е. на скорость полета. Если рассматривать полезную работу, приходящуюся на 1 кг воздуха, то она будет равна $R_{уд} V$.

Полным КПД ВРД называют отношение тепла, эквивалентного полезной работе, ко всему теплу, внесенному в двигатель с топливом:

$$\eta_n = \frac{R_{уд} V}{Q_0}. \quad (12.10)$$

Полный КПД оценивает долю химической энергии топлива, преобразованной в полезную работу, и, следовательно, учитывает все потери, имеющиеся в процессе преобразования тепла в полезную работу. Тем самым он наиболее полно характеризует экономичность двигателя в полете.

Ранее указывалось, что для оценки экономичности ВРД в практических целях широко используется другая величина — удельный расход топлива $C_{уд}$. Найдем связь между величинами $C_{уд}$ и η_n . Для этого вначале удельный расход топлива выразим через удельную тягу и количество тепла Q_0 , вносимое в двигатель с топливом на 1 кг воздуха в секунду. Используя соотношение (12.9), получим

$$C_{уд} = \frac{G_{т.ч}}{R_{уд} G_n} = \frac{3600 Q_0}{H_u R_{уд}}. \quad (12.11)$$

Как видно из формулы (12.11), удельный расход топлива прямо пропорционален теплу, внесенному в двигатель с топливом, и обратно пропорционален удельной тяге.

Из формулы (12.10) следует, что $\frac{Q_0}{R_{уд}} = \frac{V}{\eta_n}$. Подставляя это выражение в формулу (12.11), получим

$$C_{уд} = \frac{3600 V}{H_u \eta_n}. \quad (12.12)$$

Формула (12.12) показывает, что удельный расход топлива при постоянной скорости полета обратно пропорционален полному КПД. Отсюда следует, что различные двигатели можно оценивать по экономичности путем сравнения их удельных расходов топлива только при одинаковых значениях скорости полета. Поэтому $C_{уд}$ является менее универсальным параметром для оценки экономичности ВРД, чем $\eta_{п}$. Но, с другой стороны, $C_{уд}$ позволяет производить оценку экономичности двигателей в стендовых условиях, т. е. при $V=0$, тогда как $\eta_{п}$ в этих условиях, как видно из формулы (12.10), равен нулю.

12.3. ВНУТРЕННИЙ И ТЯГОВЫЙ КПД. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС ВРД

Проследим последовательность преобразования энергии, вносимой в двигатель с топливом, в полезную работу. Попутно выясним, какие потери имеют место при таком преобразовании.

Воздушно-реактивный двигатель обладает той особенностью, что он совмещает функции теплового двигателя и движителя. Функции ВРД как теплового двигателя состоят в преобразовании химической энергии топлива в приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель. Как движитель ВРД преобразует полученное приращение кинетической энергии в полезную (тяговую) работу. У поршневого двигателя и у ТВД движителем является воздушный винт.

Рассмотрим вначале работу ВРД как теплового двигателя. Вследствие того, что в реальном процессе выделения тепла имеются потери из-за неполноты сгорания, диссоциации и теплоотдачи через стенки, тепло Q , выделяющееся при сгорании, несколько меньше (на 2—3%) тепла Q_0 , вносимого в двигатель с топливом. Отношение $Q/Q_0 = \eta_{г}$, характеризующее указанные потери, называется *коэффициентом выделения тепла* (см. гл. 11). Согласно уравнению сохранения энергии, написанному для сечений на входе в двигатель и на выходе из него (при условии $g_T = 0$ и при полном расширении в сопле),

$$Q = \frac{c_c^2 - V^2}{2} + c_p(T_c - T_H). \quad (12.13)$$

(Здесь и далее рассматривается $c_{c,п}$, но индекс «п» для простоты опускается).

Это уравнение показывает, что выделившееся тепло идет на приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель, и на увеличение его теплосодержания. Приращение кинетической энергии

$$\frac{c_c^2 - V^2}{2} = L_{к}$$

является располагаемой энергией ВРД как теплового двигателя и носит название *работы цикла* (свободной энергии), а изменение теплосодержания $c_p(T_c - T_H)$ представляет собой потери тепловой энергии на нагрев газового потока, проходящего через двигатель. Последние обуслов-

лены неизбежными потерями тепла в соответствии со вторым законом термодинамики. В реальном процессе сюда же включаются потери тепла, связанные с его затратами на преодоление гидравлических сопротивлений в двигателе.

Внутренним КПД ВРД называют отношение тепла, эквивалентного приращению кинетической энергии газовой струи (т. е. полезной работы реального цикла), ко всему теплу, внесенному в двигатель с топливом:

$$\eta_{вн} = \frac{\frac{c_c^2 - V^2}{2}}{Q_0} = \frac{L_{к}}{Q_0}. \quad (12.14)$$

Внутренний КПД показывает, какая часть тепла, внесенного в двигатель с топливом (на 1 кг воздуха), идет на увеличение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель. Он учитывает, следовательно, все потери в процессе преобразования тепла в приращение кинетической энергии газового потока. К ним относятся потери тепла на увеличение теплосодержания (нагрев) вытекающей из двигателя газовой струи и потери, связанные с неполнотой выделения тепла в камерах сгорания двигателя. Внутренний КПД, таким образом, характеризует совершенство ВРД как теплового двигателя.

Заметим, что рассматриваемый в термодинамике термический КПД η_t играет ту же роль по отношению к идеальному циклу, как внутренний КПД по отношению к реальному циклу. Как известно, термический КПД идеального цикла ВРД с подводом и отводом тепла при постоянном давлении равен

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{1}{k}}},$$

где π — степень повышения давления рабочего тела, т. е. отношение давления в камере сгорания к давлению в атмосфере.

Из выражения для η_t следует, что чем выше степень повышения давления и равная ей степень расширения газа, тем больше термический КПД идеального цикла, так как при этом за счет большей степени расширения снижается температура газа на выходе из двигателя и, следовательно, уменьшается количество тепла, уносимое продуктами сгорания.

Внутренний КПД ВРД, как будет показано в дальнейшем, зависит не только от степени повышения давления, но также и от температуры газа в конце процесса сгорания. Кроме того, как указывалось, он зависит от гидравлических потерь в элементах двигателя и от коэффициента выделения тепла в камере сгорания.

Проследим далее, как преобразуется приращение кинетической энергии потока газа в полезную работу. Совершенство преобразования энергии на этой стадии характеризуется тяговым КПД.

Тяговым КПД ВРД называется отношение полезной (тяговой) работы, производимой двигателем, к приращению кинетической энергии газового потока:

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{R_{\text{уд}} V}{L_{\text{н}}} = \frac{R_{\text{уд}} V}{\frac{c_c^2 - V^2}{2}}. \quad (12.1)$$

Полезная (тяговая) работа, совершаемая силой тяги, является непосредственным результатом использования приращения кинетической энергии потока газа, полученного им в двигателе. Но при этом не вся кинетическая энергия потока преобразуется в тяговую работу. Действительно, газовый поток, покинувший двигатель, обладает абсолютной скоростью (скоростью по отношению к неподвижной атмосфере), равной разности скоростей $c_c - V$. При этом, как легко убедиться, для 1 кг газа

$$\frac{c_c^2 - V^2}{2} = R_{\text{уд}} V + \frac{(c_c - V)^2}{2}, \quad (12.1)$$

т. е. приращение кинетической энергии газового потока равно сумме полезной работы и потерянной кинетической энергии. Следовательно, тяговый КПД учитывает непревращенную в тяговую работу кинетическую энергию газа, покидающего двигатель.

Заменив в (12.15) удельную тягу ее выражением (12.4), после несложных преобразований получим

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{2}{1 + \frac{c_c}{V}}. \quad (12.1)$$

Как видно из выражения (12.17), тяговый КПД зависит только от отношения скорости истечения газа из двигателя к скорости полета. С уменьшением этого отношения тяговый КПД возрастает. Это и понятно: чем ближе скорость истечения c_c к скорости полета V , тем с меньшей абсолютной скоростью газовый поток покидает двигатель и тем меньшая часть его кинетической энергии остается неиспользованной.

При работе двигателя на месте, когда $V=0$, $\eta_{\text{тяг}}=0$, что очевидно, так как полезная работа обращается в нуль, а следовательно, вся кинетическая энергия газа на выходе из двигателя является неиспользованной. Тяговый КПД становится равным единице при $c_c=V$, так как в этом случае абсолютная скорость газа на выходе из двигателя $c_c - V$ равна нулю и нет потерь с выходной скоростью. Однако в этом случае тяга и полезная тяговая работа также обращаются в нуль.

Таким образом, тяговый КПД показывает, какая часть кинетической энергии, приобретенной потоком газа в двигателе, преобразуется в полезную (тяговую) работу. Он, следовательно, характеризует совершенство ВРД как движителя, т. е. как устройства

предназначенного для образования силы тяги. Если ВРД сравнивать с винтовым двигателем, то тяговый КПД следует сопоставлять с КПД винта, а внутренний КПД — с эффективным КПД двигателя.

У существующих ВРД $\eta_{\text{тяг}}$ в зависимости от типа двигателя и режима полета изменяется в широких пределах, но обычно не превышает 0,6—0,7, а $\eta_{\text{вн}}$ может достигать 0,3—0,4.

Из сопоставления формул (12.10), (12.14), (12.15) следует, что

$$\eta_{\text{п}} = \eta_{\text{вн}} \eta_{\text{тяг}}. \quad (12.18)$$

Таким образом, полный КПД равен произведению внутреннего КПД на тяговый и учитывает все потери при преобразовании химической энергии топлива в полезную (тяговую) работу.

При работе двигателя на месте $\eta_{\text{п}}=0$, так как при этом $\eta_{\text{тяг}}=0$. В полете для существующих ВРД $\eta_{\text{п}}$ может достигать значений 0,2—0,35 и более.

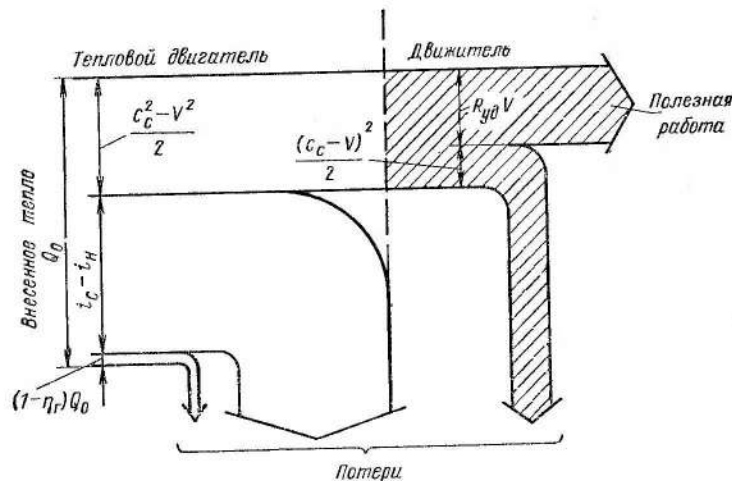


Рис. 12.1. Диаграмма энергетического баланса ВРД

На рис. 12.1 представлена диаграмма энергетического баланса ВРД. Здесь $(1 - \eta_r) Q_0$ — потери от неполноты сгорания топлива; $i_c - i_n$ характеризует потери, связанные с увеличением теплосодержания газа. Полезная работа ВРД как теплового двигателя характеризуется параметром $\frac{c_c^2 - V^2}{2}$. Если за 100% принять Q_0 , то

$\frac{c_c^2 - V^2}{2}$ дает значение в процентах внутреннего КПД реального цикла.

Заштрихованная часть диаграммы на рис. 12.1 соответствует энергетическому балансу ВРД как двигателя, преобразующего протекание кинетической энергии в полезную работу. Здесь $\frac{(c_c - V)^2}{2}$ — потери в виде кинетической энергии выходящей из двигателя газовой струи (они составляют для ТРД около 8—10% от Q_0), $R_{уд}V$ — полезная работа. Если за 100% принять $\frac{c_c^2 - V^2}{2}$, то $R_{уд}$ покажет значение в процентах тягового КПД двигателя.

Глава 13

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС ТРД И ТРДФ

Газотурбинные двигатели, применяемые в настоящее время на фюзеляжных установках самолетов, отличаются большим разнообразием типов. Они выполняются по одноконтурной или двухконтурной схемам и в каждом из этих случаев могут различаться рядом других признаков — типом применяемых компрессоров (осевые, диагональные, центробежные), наличием или отсутствием форсажных камер, количеством роторов турбокомпрессора (одно-, двух- и трех-роторные). Однако все перечисленные двигатели, несмотря на возможные различия, имеют много общего в протекании рабочего процесса. В настоящей главе рассматривается влияние выбора параметров рабочего процесса на удельные параметры одноконтурных ТРД. Это рассмотрение производится в предположении, что параметры процесса могут изменяться независимо друг от друга, что обычно соответствует условиям проектирования двигателя. В рассмотренном двигателе, как будет показано ниже, параметры процесса являются взаимосвязанными, и это их взаимное влияние должно специально учитываться.

13.1. СХЕМЫ ТРД И ТРДФ, ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПО ТРАКТУ ДВИГАТЕЛЯ

Схема одноконтурного одновального ТРД с осевым компрессором показана на рис. 13.1. Здесь же даны обозначения основных поперечных сечений его проточной части, которые будут использоваться в дальнейшем изложении, и изображено изменение давления, осевой составляющей скорости и температуры газа по тракту двигателя в условиях взлета. На рис. 13.2 дана схема двухвального ТРД с форсажной камерой (ТРДФ) и также показано обозначение сечений и изменение параметров газа по тракту в условиях полета. Основными элементами силовой установки с ТРД являются входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина и выходное устройство. Силовая установка с ТРДФ имеет те же элементы и, кроме того, форсажную камеру, устанавливаемую между турбиной и выходным устройством.

Во входном устройстве и компрессоре происходит сжатие воздуха, в камерах сгорания воздуху сообщается тепло, в турбине и вы-

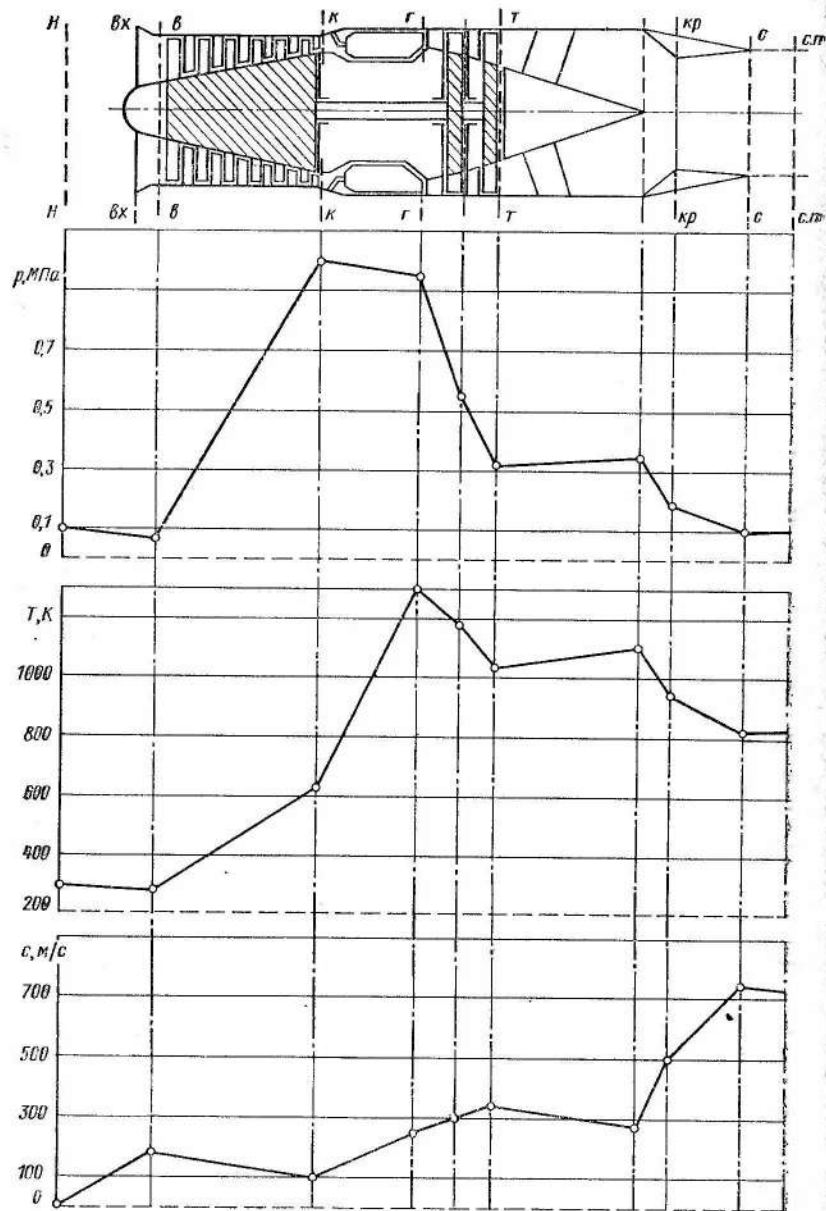


Рис. 13.1. Схема одновального ТРД. Изменение параметров газового потока по тракту двигателя при $M_H=0$; $H=0$

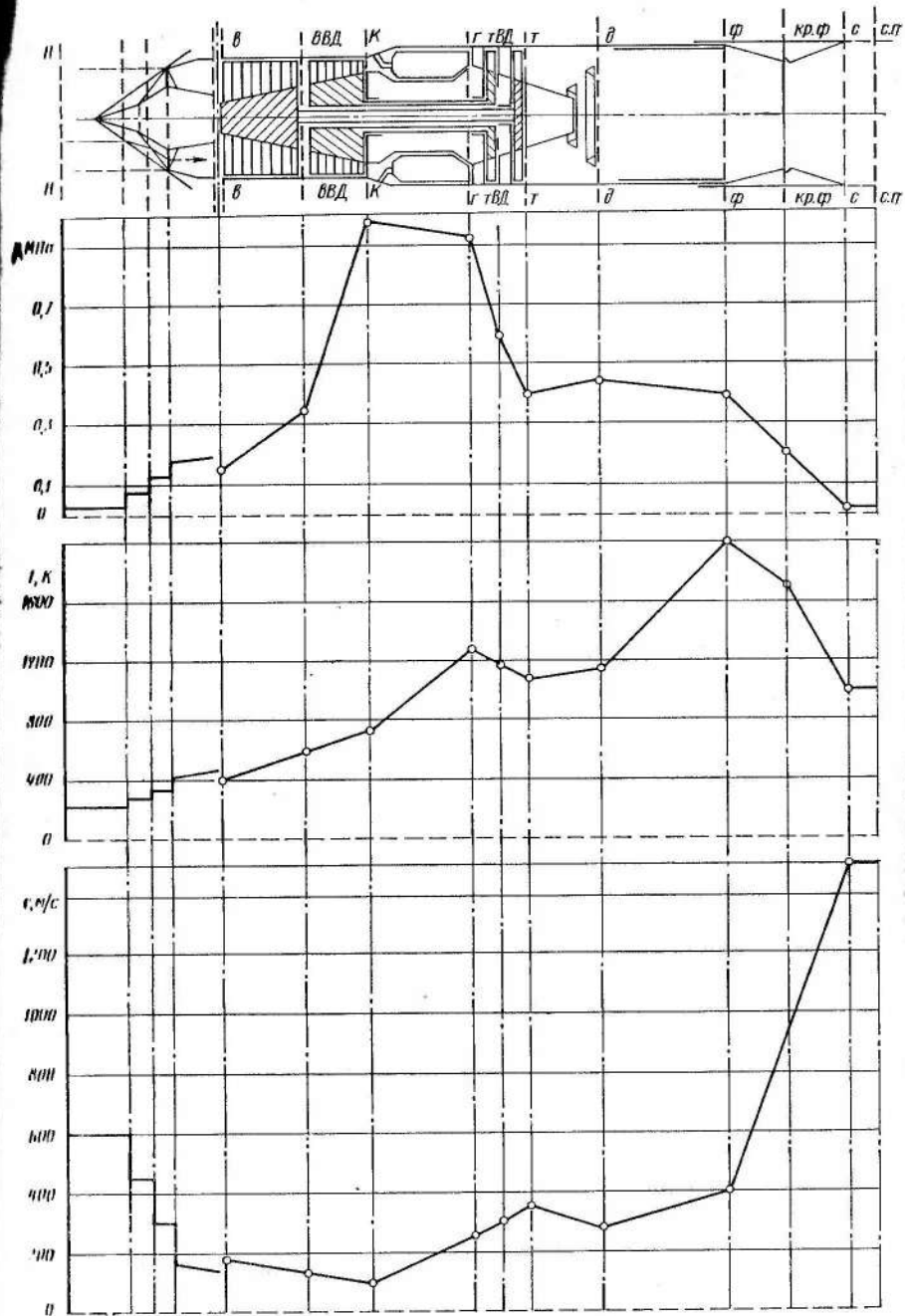


Рис. 13.2. Схема двухвального ТРДФ. Изменение параметров газового потока по тракту двигателя при $M_H=2.0$; $H=11 \text{ км}$

ходном сопле происходит расширение газа. В результате указанных процессов осуществляется термодинамический цикл, результатом которого является превращение части химической энергии топлива в полезную работу.

Процессы и характеристики отдельных элементов ГТД были рассмотрены ранее. Здесь ограничимся только пояснением изменения параметров газа по тракту двигателя. Как указывалось, тип применяемого входного устройства зависит от размещения двигателя на самолете и от того диапазона чисел M полета, на который это входное устройство рассчитывается. При протекании воздуха через входное устройство в условиях полета снижается скорость воздушного потока и увеличиваются его давление и температура (см. рис. 13.2). При работе двигателя на месте, как и при очень малых скоростях полета (см. рис. 13.1), движение воздуха через входное устройство сопровождается некоторым снижением его давления и температуры благодаря увеличению скорости воздуха, входящего в двигатель. Давление воздуха, кроме того, снижается из-за гидравлических сопротивлений во входном устройстве.

В компрессоре давление воздуха значительно повышается и соответственно увеличивается его температура. Осевая составляющая скоростей воздуха при этом обычно несколько уменьшается.

В камере сгорания происходит повышение температуры газа. Давление же вдоль камеры сгорания несколько уменьшается вследствие увеличения скорости, вызванного снижением плотности газа при его нагреве, и вследствие гидравлических сопротивлений элементов камеры. Допустимая температура газа на выходе из камеры сгорания определяется жаропрочностью материалов, из которых изготовлена турбина, и условиями ее охлаждения. У большинства современных ТРД эта температура при отсутствии специального охлаждения рабочих лопаток обычно не превышает 1200—1300 К. При наличии охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины воздухом допустимая температура $T_{г*}$ может достигать до 1500 К и более.

В турбине происходит расширение предварительно сжатого нагретого газа и преобразование части его энергии в механическую работу. Эта работа затрачивается на вращение компрессора и привод всех вспомогательных агрегатов. Давление и температура газа при прохождении его через турбину снижаются, а осевая скорость возрастает, достигая на выходе из турбины довольно высоких значений (300—400 м/с).

Но в турбине происходит лишь частичное расширение газа и за турбиной устанавливается давление выше атмосферного. Дальнейшее расширение газа у ТРД осуществляется в выходном устройстве, расположенном непосредственно за турбиной. У ТРДФ за турбиной осуществляется дополнительный подогрев газа в форсажной камере перед выходным соплом. В последнем случае перед форсажной камерой устанавливается диффузор, в котором происходит уменьшение скорости воздуха, что необходимо для обеспечения устойчивости горения. В форсажных камерах максимально допустимая тем-

пература газа на выходе составляет 1800—2000 К и более. Такое значительное повышение температуры газа перед выходным соплом ТРДФ позволяет существенно увеличить скорость истечения газа из двигателя и получить более высокую удельную тягу, чем у ТРД.

Двигатель, схема которого представлена на рис. 13.2, является двухвальным. Он имеет два каскада компрессора (низкого и высокого давления), расположенных последовательно друг за другом и механически между собой не связанных. Каждый каскад компрессора приводится во вращение от своей турбины. Это позволяет добиться лучшего согласования работы отдельных ступеней на нерасчетных режимах и тем самым повысить запасы устойчивости и КПД компрессора на этих режимах, однако не вносит каких-либо принципиальных отличий в характер протекания процесса у таких двигателей по сравнению с одновальными ТРД.

В ГТД всех схем наиболее нагретые элементы конструкции, к которым в первую очередь относятся лопатки и диски турбин, стенки камер сгорания и выходного сопла, охлаждаются воздухом. Этот воздух отбирается за компрессором или от промежуточных его ступеней и затем вновь выпускается в проточную часть двигателя. Количество воздуха, идущее на охлаждение, обычно не превышает 2—3% общего расхода воздуха через двигатель, а у двигателей, имеющих высокотемпературные охлаждаемые турбины, оно может достигать 4—8%. Часть воздуха от двигателя может отбираться для наддува и вентиляции кабины, отсеков оборудования, а также для целей управления самолетом (сдвиг пограничного слоя, газовые рули и т. п.).

Часть мощности, развиваемой газовой турбиной ТРД, как указывалось, затрачивается на привод вспомогательных агрегатов, к которым относятся топливные и масляные насосы, генераторы. Общая доля этой мощности, отбираемой на вспомогательные нужды, не превышает 0,5—1% от мощности, получаемой на валу турбины. Следует иметь в виду, что при определении расхода газа через турбину нужно учитывать расход топлива, подаваемого в камеру сгорания, который составляет около 1—2% расхода воздуха через компрессор. В форсажной камере ТРДФ происходит дополнительное увеличение массы газа за счет подачи форсажного топлива. В точных расчетах требуется учитывать все указанные факторы. При качественном же анализе эти факторы имеют второстепенное значение и ими можно пренебречь.

13.2. ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА В КООРДИНАТАХ $p-v$ И $T-s$. ПОЛЕЗНАЯ РАБОТА ЦИКЛА

В термодинамике рассматриваются идеальные циклы двигателей, дается их изображение в координатах $p-v$ и $T-s$, выводятся выражения их полезной работы и КПД. Для оценки реальных процессов, осуществляемых в двигателе, и выявления основных факторов, оказывающих влияние на превращение тепла в полезную работу, необходимо прежде всего произвести аналогичный термоди-

наимический анализ с учетом потерь в отдельных элементах двигателя.

В идеальном цикле ТРД процессы сжатия и расширения идут по адиабате, а процессы подвода и отвода тепла—по изобаре. Полезная работа идеального цикла определяется площадью, описываемой им в координатах $p-v$, а термический КПД равен отношению тепла, эквивалентного полезной работе цикла, ко всему затраченному теплу.

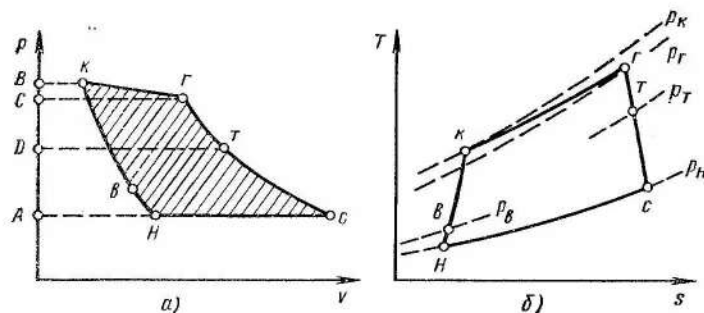


Рис. 13.3. Изображение процесса ТРД в $p-v$ (а) и $T-s$ (б) координатах в условиях полета

Рассмотрим реальный цикл ТРД. Для этого обратимся к изображению процесса такого двигателя в координатах $p-v$ и $T-s$. На рис. 13.3 показано изменение состояния газа по тракту ТРД для случая работы двигателя в полете. Линия $H-v-k$ изображает общий процесс сжатия воздуха, последовательно осуществляемый в воздухозаборнике и компрессоре; линия $k-g$ соответствует изменению средних параметров состояния газа в камере сгорания для реального процесса подвода тепла; линия $g-t-c$ относится к процессу расширения газа в турбине и в выходном сопле. Изобара $c-H$, замыкающая рассматриваемый цикл, характеризует рассеивание тепла выходящих из двигателя продуктов сгорания в атмосфере. Атмосферный воздух, в котором рассеивается это тепло, играет как роль холодильника. Поэтому, хотя в двигатель входит не охлажденный до температуры T_H газ, вытекающий из двигателя, а свежий воздух, действительный цикл ТРД ($HvkgtcH$) можно рассматривать условно как замкнутый.

Выше уже отмечалось, что процесс $H-v$ при работе двигателя на месте и в полете осуществляется различно. При работе двигателя на месте (при $M_H=0$) во входном устройстве происходит не сжатие, а расширение воздуха. Изображение действительного цикла ТРД для этого случая показано на рис. 13.4.

Общий процесс сжатия воздуха в ТРД изображается политропой $H-k$ (см. рис. 13.3). Площадь $АНкВ$, расположенная слева от этой политропы, представляет собой в координатах $p-v$ политропическую работу сжатия. Обозначим ее $L_{п.с.}$. В полете (при $V > c_v$)

на работа равна сумме политропических работ сжатия воздуха во входном устройстве и в компрессоре. При работе двигателя на месте политропическая работа сжатия равна разности политропических работ сжатия в компрессоре и расширения во входном устройстве и изображается в координатах $p-v$ площадью $АНкВ$ (см. рис. 13.4, а).

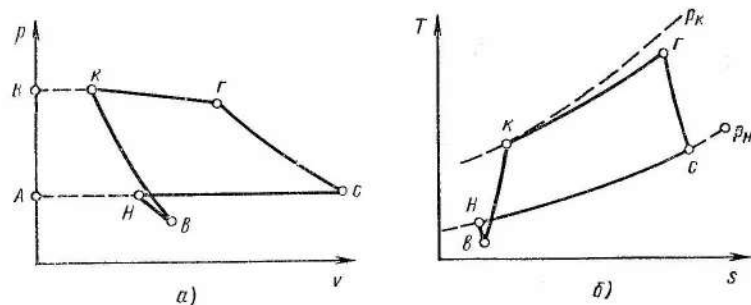


Рис. 13.4. Изображение процесса ТРД в $p-v$ (а) и $T-s$ (б) координатах при $M_H=0$

Расширение газа осуществляется в основном в турбине и в выходном сопле, а также в атмосфере за пределами сопла, если сопло не обеспечивает полного расширения газа. Процесс подвода тепла к газу в камере сгорания сопровождается снижением давления. Поэтому условимся его относить к процессу расширения. В таком случае в координатах $p-v$ и $T-s$ общий процесс расширения будет изображаться линией $k-g-c$ (см. рис. 13.3). Площадь $BkгсА$, расположенная слева от этой линии, в координатах $p-v$ представляет собой политропическую работу расширения. Обозначим эту общую работу расширения $L_{п.р.}$. Она равна сумме политропических работ расширения газа в турбине (площадь $сгтD$) и в выходном сопле (площадь $DтсА$) и работы расширения в камере сгорания (площадь $Bкгс$).

Следует заметить, что относительные потери на различных участках процессов сжатия и расширения различны. Поэтому они имеют разные показатели политропы. При анализе общего процесса сжатия и общего процесса расширения используются некоторые средние их значения для каждого рассматриваемого процесса.

Площадь $HvkgtcH$, описываемая действительным циклом ТРД, в координатах $p-v$, как видно из рис. 13.3, эквивалентна разности политропических работ расширения и сжатия, т. е.

$$\text{площадь } HvkgtcH = \oint v dp = L_{п.р.} - L_{п.с.} \quad (13.1)$$

В идеальном цикле, как указывалось, площадь цикла в координатах $p-v$ эквивалентна его полезной работе. В реальном цикле имеются потери, и поэтому не вся площадь цикла эквивалентна его полезной работе. Работу, эквивалентную площади цикла, будем на-

зывать *индикаторной работой* и обозначим L_i , а работу, эквивалентную площади цикла за вычетом потерь, условимся называть *полезной работой цикла* (свободной энергией) и обозначим $L_{\text{п}}$.

Для того чтобы найти связь между индикаторной работой, полезной работой цикла и потерями, составим уравнения Бернулли для общего процесса сжатия и для общего процесса расширения. Уравнение Бернулли, написанное для процесса сжатия воздуха в ТРД (от сечения H до сечения K), имеет следующий вид:

$$L_K + \frac{V^2 - c_K^2}{2} = L_{\text{н.с}} + L_{rc}. \quad (13.4)$$

Физический смысл этого уравнения, написанного для 1 кг воздуха, состоит в том, что работа, сообщаемая воздуху в компрессоре, и изменение кинетической энергии воздуха при его торможении от скорости V до скорости c_K расходуются на сжатие воздуха в двигателе и на преодоление всех гидравлических потерь в процессе сжатия L_{rc} .

Для упрощения качественного анализа будем пренебрегать сопротивлением воздуха и расходом топлива, т. е. будем считать, что расходы воздуха и газа равны. Уравнение Бернулли для 1 кг газа, участвующего в процессе расширения (от сечения K до сечения C), при этих предположениях запишется следующим образом:

$$L_{\text{н.р}} = L_r + \frac{c_c^2 - c_K^2}{2} + L_{rp}. \quad (13.5)$$

Это уравнение показывает, что политропическая работа расширения газа в ТРД расходуется на вращение турбины, увеличение кинетической энергии газа и преодоление всех гидравлических потерь в процессе расширения L_{rp} .

Используя (13.2) и (13.3), преобразуем выражение (13.1) для работы L_i , эквивалентной площади действительного цикла, к следующему виду:

$$L_i = L_{\text{н.р}} - L_{\text{н.с}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2} + L_r - L_K + L_{rc} + L_{rp}. \quad (13.6)$$

В общем случае у ГТД L_r может быть больше L_K , тогда разность $L_r - L_K = L_M$ будет представлять собой механическую работу, получаемую на валу двигателя. Эта работа может быть передана любому потребителю. У ТРД она может расходоваться на привод агрегатов, у ТВД — передаваться на воздушный винт.

Выражение (13.4) показывает, что работа L_i , эквивалентная площади цикла, расходуется в общем случае на приращение кинетической энергии газового потока, проходящего через двигатель $\frac{c_c^2 - V^2}{2}$, на создание механической работы на валу двигателя

L_M и на преодоление всех гидравлических потерь в двигателе $\Sigma L_r = L_{rc} + L_{rp}$. Приращение кинетической энергии и работу на валу в данном случае следует рассматривать как полезный эффект дей-

ствительного цикла ТРД, т. е. считать их полезной работой цикла, а сумму работ $\Sigma L_r = L_{rc} + L_{rp}$ — потерями.

Следовательно, полезная работа цикла равна

$$L_{\text{п}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2} + L_M \quad (13.7)$$

или с учетом (13.4)

$$L_{\text{п}} = (L_{\text{н.р}} - L_{\text{н.с}}) - (L_{rc} + L_{rp}) = L_i - \Sigma L_r. \quad (13.8)$$

Выражение (13.6) показывает, что получение полезной работы в реальном цикле ГТД возможно лишь тогда, когда работа, эквивалентная площади цикла, больше суммарных потерь в двигателе. Снижение потерь в элементах двигателя при прочих равных условиях приводит к увеличению полезной работы цикла.

В ТРД, если пренебрегать затратами работы на привод агрегатов ($L_K = L_r$), полезная работа цикла полностью идет на изменение кинетической энергии газового потока, т. е. для ТРД

$$L_{\text{п}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2}. \quad (13.9)$$

Работа цикла непосредственно связана с удельной тягой и удельным расходом топлива ТРД. При заданной скорости полета и для случая полного расширения газа в выходном сопле эта связь выражается следующим образом:

$$R_{yA} = c_c - V = \sqrt{2L_{\text{п}} + V^2} - V; \quad (13.10)$$

$$C_{yA} = \frac{3600Q}{\eta_r H_A R_{yA}}. \quad (13.11)$$

С этой точки зрения интересно рассмотреть, какие факторы влияют на работу цикла, и выяснить, в частности, при каких условиях работа цикла достигает наибольшего значения.

13.3. ВЫРАЖЕНИЕ ПОЛЕЗНОЙ РАБОТЫ ЦИКЛА ЧЕРЕЗ ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Работа идеального цикла ТРД, как известно из термодинамики, при заданных внешних условиях определяется только двумя параметрами: степенью повышения давления и степенью подогрева воздуха. В реальном цикле, помимо этих параметров, на работу цикла оказывают влияние потери в отдельных элементах двигателя. Для учета этих потерь ранее были введены коэффициенты потерь: во входном устройстве — $\sigma_{вх}$, в компрессоре — η_K^* , в камере сгорания — η_c , в турбине — η_T^* и в выходном устройстве — ϕ_c (или R_c).

Для получения наиболее простого выражения работы цикла введем два обобщающих коэффициента для учета потерь в двигателе: для оценки суммарных потерь в процессе сжатия — η_c и для оценки суммарных потерь в процессе расширения — η_r . Тогда ра-

бота цикла может быть представлена как функция четырех параметров: степени повышения давления воздуха в двигателе $\pi_{\Sigma} = p_k^*/p_H$, степени подогрева воздуха $\Delta = T_r^*/T_H$, КПД процесса сжатия η_c и КПД процесса расширения η_p .

Коэффициентом полезного действия общего процесса сжатия (по аналогии с адиабатическим КПД компрессора) будем называть отношение адиабатического подогрева воздуха в процессе сжатия к действительному, или, что то же самое, отношение адиабатической работы всего процесса сжатия к сумме политропической работы и работы трения для этого же процесса. При этом будем рассматривать на выходе из компрессора параметры заторможенного потока. Тогда

$$\eta_c = \frac{L_{ад.с}}{L_{п.с} + L_{тр.с}}. \quad (13.11)$$

Этот КПД оценивает гидравлические потери во входном устройстве и в компрессоре. Входящая в выражение (13.10) адиабатическая работа процесса сжатия определяется из соотношения

$$L_{ад.с} = \frac{k}{k-1} RT_H \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right). \quad (13.12)$$

Коэффициентом полезного действия общего процесса расширения (по аналогии с адиабатическим КПД турбины) будем называть следующую величину:

$$\eta_p = \frac{L_{п.р} - L_{тр.р}}{L_{ад.р}}. \quad (13.13)$$

Коэффициент полезного действия η_p , определяемый по этому выражению, оценивает все потери в процессе расширения, включая потери в камере сгорания.

Выясним, что следует понимать под адиабатической работой расширения, входящей в знаменатель выражения (13.12). Действительный процесс расширения включает в себя, помимо процесса расширения в турбине и в выходном сопле, также процесс расширения в камере сгорания. Поэтому под идеальной работой расширения следует понимать работу подобного процесса, но происходящего без потерь. В таком процессе должны отсутствовать гидравлические потери, в том числе и в камере сгорания, а подвод тепла должен осуществляться при бесконечно малых скоростях движения газа, т. е. при постоянном давлении. Если на выходе из компрессора воздух имеет параметры p_k^* и T_k^* , то на входе в турбину при указанных условиях соответствующие параметры газа будут p_k^* и T_r^* . Поэтому адиабатическая работа расширения будет равна

$$L_{ад.р} = \frac{k_r}{k_r-1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right), \quad (13.14)$$

где $\pi_{\Sigma} = p_k^*/p_H$ — общая степень расширения газа, равная общей степени повышения давления воздуха в двигателе.

Если подставить в формулу (13.6) $L_{п.с} + L_{тр.с}$ и $L_{п.р} - L_{тр.р}$ из (13.10) и (13.12), получим следующее выражение для работы цикла

$$L_{ц} = L_{ад.р} \eta_p - \frac{L_{ад.с}}{\eta_c}. \quad (13.15)$$

Заменяя входящие сюда адиабатические работы сжатия и расширения их выражениями из (13.11) и (13.13), найдем

$$L_{ц} = \frac{k_r}{k_r-1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right) \eta_p - \frac{k}{k-1} RT_H \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_c}. \quad (13.16)$$

Сложность этой зависимости обусловлена неодинаковыми физическими свойствами воздуха и продуктов сгорания, что ведет к различию их показателей адиабаты и газовых постоянных. Для упрощения выражения (13.15) введем коэффициент

$$m = \frac{\frac{k_r}{k_r-1} R_r \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k_r-1}{k_r}}} \right)}{\frac{k}{k-1} R \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} \right)}, \quad (13.17)$$

учитывающий это различие физических свойств воздуха и продуктов сгорания. Коэффициент m является функцией трех величин: m , T_r^* и T_H . Это следует из того, что показатель адиабаты воздуха зависит только от температуры, которая в процессе сжатия изменяется от T_H до T_k^* , причем последняя является функцией π_{Σ} и T_H .

Показатель адиабаты и газовая постоянная продуктов сгорания, кроме того, зависят от коэффициента избытка воздуха α , который в свою очередь определяется разностью температур $T_r^* - T_k^*$, т. е. является функцией π_{Σ} , T_r^* и T_H . Коэффициентом m можно учесть также различие в расходах газа и воздуха из-за подачи топлива.

Из рис. 13.5 видно, что для практически возможных значений π_{Σ} и T_r^* коэффициент m может быть принят в первом приближении равным 1,03—1,05.

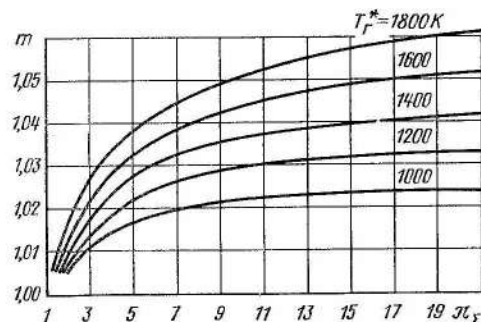


Рис. 13.5. Зависимость коэффициента m от π_{Σ} и T_r^* ($H=11$ км)

Коэффициент m позволяет привести уравнение (13.15) к следующему простому виду:

$$L_{\text{ц}} = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e-1}{\eta_c} \left(\frac{m\Delta\eta_c\eta_p}{e} - 1 \right), \quad (13.16)$$

где

$$e = \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}; \quad \Delta = \frac{T_r^*}{T_H}.$$

Параметр e характеризует степень повышения давления воздуха в двигателе, а параметр Δ — степень подогрева воздуха в двигателе.

Таким образом, уравнение (13.17) показывает, что полезная работа цикла зависит от степени повышения давления π_{Σ} , степени подогрева воздуха Δ и от коэффициентов η_c и η_p , характеризующих потери в двигателе на линии сжатия и на линии расширения. Кроме того, работа цикла зависит от температуры T_H , которая может изменяться при изменении высоты полета и атмосферных условий. Выражение работы цикла (13.17) справедливо не только для ТРД, но и для ГТД других типов (турбовинтовых, турбовальных, двухконтурных и т. п.), рабочий процесс которых аналогичен рабочему процессу ТРД.

Рассмотренный метод исследования термодинамических свойств ВРД с использованием выражения (13.17) для работы цикла был впервые предложен академиком Б. С. Стечкиным. Преимущество этого метода состоит в его простоте и наглядности, а также в том, что он позволяет получить простые аналитические выражения для определения оптимальных параметров рабочего процесса ГТД. Вместе с тем следует отметить, что точный расчет по этой формуле работы цикла затрудняется тем, что коэффициенты η_c и η_p при изменении π_{Σ} и Δ (в особенности в условиях полета), строго говоря, не остаются постоянными, а изменяются. Их можно определить с достаточной точностью, если известна относительная величина потерь во всех элементах двигателя, но такой расчет оказывается довольно громоздким. В приближенных расчетах вполне допустимо считать $\eta_c = \text{const}$ и $\eta_p = \text{const}$, учитывая при этом, что у ГТД в стендовых условиях и в полете при дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях КПД общего процесса сжатия близок к КПД компрессора и для двигателя с осевым компрессором равен 0,83–0,85, а КПД процесса расширения близок к КПД турбины и равен 0,9–0,92.

13.4. ЗАВИСИМОСТЬ ПОЛЕЗНОЙ РАБОТЫ ЦИКЛА И УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ ОТ СТЕПЕНИ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ. ОПТИМАЛЬНАЯ СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Выясним, какой характер имеет зависимость полезной работы цикла и удельной тяги от степени повышения давления при заданном режиме полета, постоянной температуре газа перед турбиной и при постоянных значениях η_c и η_p .

Как видно из выражений (13.17), работа цикла обращается в нуль при значениях π_{Σ} , соответствующих $e=1,0$ и $e=m\Delta\eta_c\eta_p$. При этих же значениях π_{Σ} , как следует из формулы (13.8), обращается в нуль и удельная тяга. Между указанными крайними значениями существует такая степень повышения давления, при которой $L_{\text{ц}}$ и $P_{\text{ц}}$ достигают наибольшего значения. Эту степень повышения давления воздуха в ТРД назовем оптимальной и обозначим $\pi_{\Sigma\text{опт}}$.

Оптимальную степень повышения давления найдем из исследования уравнения (13.17) на максимум. С этой целью возьмем производную от $L_{\text{ц}}$ по e и приравняем ее нулю:

$$\frac{dL_{\text{ц}}}{de} = \frac{k}{k-1} R \frac{T_H}{\eta_c} \left[\frac{m\Delta\eta_c\eta_p}{e} - 1 - \frac{m\Delta\eta_c\eta_p}{e^2} (e-1) \right] = 0$$

или

$$\frac{m\Delta\eta_c\eta_p}{e^2} = 1,$$

откуда

$$e_{\text{опт}} = \sqrt{m\Delta\eta_c\eta_p}, \quad (13.18)$$

и, следовательно,

$$\pi_{\Sigma\text{опт}} = e_{\text{опт}}^{\frac{k}{k-1}} = (m\Delta\eta_c\eta_p)^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (13.19)$$

Из (13.19) видно, что одним из основных факторов, влияющих на $\pi_{\Sigma\text{опт}}$, является степень подогрева воздуха Δ . На заданной высоте полета изменение Δ возможно за счет изменения температуры газа перед турбиной. В частности, переход на более высокие температуры T_r^* приводит к необходимости увеличения π_{Σ} в целях получения максимальных значений работы цикла и удельной тяги ТРД. С другой стороны, на $\pi_{\Sigma\text{опт}}$ при постоянных значениях T_r^* , η_c и η_p влияет высота полета. С увеличением высоты полета (уменьшением T_H) повышается допустимая степень подогрева воздуха и, следовательно, возрастает $\pi_{\Sigma\text{опт}}$.

Как следует из выражения (13.19), при рассматриваемых условиях $\pi_{\Sigma\text{опт}}$ не зависит от числа M полета. Всякое снижение потерь в двигателе, приводящее к увеличению произведения $\eta_c\eta_p$, требует повышения π_{Σ} в целях получения максимальных значений $L_{\text{ц}}$ и $P_{\text{ц}}$.

При допустимых для современных ТРД температурах газа перед турбиной (1300–1500 К) и при значениях η_c и η_p , приведенных в подразд. 13.3, оптимальные степени повышения давления ТРД составляют 9–11 при полете у земли ($H=0$) и увеличиваются до 13–17 на высотах $H \geq 11$ км.

Степень повышения давления воздуха в двигателе равна произведению степеней повышения давления во входном устройстве и в компрессоре, т. е. $\pi_{\Sigma} = \pi_{\text{вх}} \pi_{\text{к}}^*$,

где

$$\pi_{\text{вх}} = \frac{P_{\text{в}}^*}{P_H} = \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Из этого уравнения можно определить оптимальную степень повышения давления в компрессоре. Очевидно, что при $k=1,4$

$$\pi_{k, \text{опт}}^* = \frac{\pi_{\Sigma \text{опт}}}{\pi_{\text{вх}}} = \frac{1}{\sigma_{\text{вх}}} \left(\frac{\sqrt{m \Delta \eta_c \eta_p}}{1 + 0,2 M_H^2} \right)^{3,5} \quad (13.20)$$

Выражение (13.20) показывает, что оптимальная степень повышения давления компрессора зависит от числа M полета, высоты полета, температуры газа перед турбиной и потерь в элементах двигателя. С ростом температуры газа перед турбиной T_r^* , а также увеличением высоты полета до 11 км $\pi_{k, \text{опт}}^*$ возрастает вследствие увеличения степени подогрева воздуха Δ . С ростом числа M полета $\pi_{k, \text{опт}}^*$ уменьшается вследствие возрастания $\pi_{\Sigma \text{опт}}$, так как $\pi_{\Sigma \text{опт}} = \text{const}$

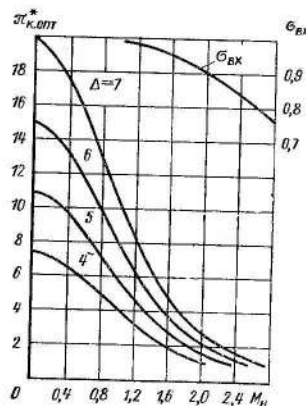


Рис. 13.6. Зависимость $\pi_{k, \text{опт}}^*$ от M_H при различных Δ

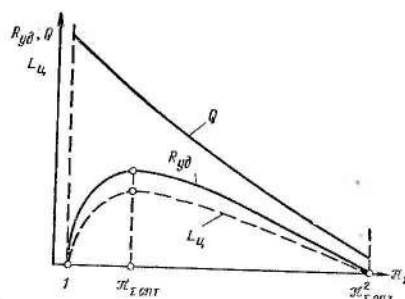


Рис. 13.7. Качественный характер влияния π_{Σ} на L_u , $R_{уд}$ и Q ($M_H = \text{const}$; $H = \text{const}$)

При больших сверхзвуковых скоростях полета из-за значительного роста π_{Σ} значение $\pi_{k, \text{опт}}^*$ может стать равным или даже меньше единицы. Это означает, что при таких скоростях полета применение компрессора уже не способствует повышению удельной тяги. Большую удельную тягу в этом случае обеспечивает бескомпрессорный (прямоточный) ВРД. На рис. 13.6 приведены зависимости $\pi_{k, \text{опт}}^*$ от числа M полета, подсчитанные по формуле (13.20) для нескольких значений Δ , и зависимость $\sigma_{\text{вх}}$ от числа M полета, принятая в расчетах.

Мы рассмотрели условия, при которых полезная работа цикла, а следовательно, и удельная тяга достигают максимума, а также обращаются в нуль. Примерный характер их зависимостей от степени повышения давления показана на рис. 13.7. Из него видно, что при увеличении степени повышения давления от 1 до $\pi_{\Sigma \text{опт}}$ работа цикла и удельная тяга возрастают, при $\pi_{\Sigma \text{опт}}$ они достигают

наибольшего значения, а затем начинают уменьшаться. Вторично L_u и $R_{уд}$ становятся равными нулю при значении π_{Σ} , соответствующем $e = m \Delta \eta_c \eta_p$, которое, как видно из формулы (13.18), равно $\pi_{\Sigma \text{опт}}^*$.

Дадим физическое объяснение рассмотренной зависимости удельной тяги от степени повышения давления ТРД. При заданной скорости полета $R_{уд}$ характеризует полезную работу двигателя, получаемую с 1 кг воздуха, которая равна $R_{уд} V$. Последняя же зависит от двух факторов: от количества тепла, сообщаемого на каждый килограмм проходящего через двигатель воздуха, и от эффективности преобразования этого тепла в полезную работу.

При $\pi_{\Sigma} = 1$ работа цикла равна нулю, так как после подвода тепла газ не может быть расширен и, следовательно, не может быть осуществлено преобразование тепла в полезную работу даже в начальном цикле. По мере увеличения π_{Σ} эффективность преобразования тепла в полезную работу улучшается, так как возрастает степень расширения газа после подвода к нему тепла и соответственно уменьшается температура газа на выходе из двигателя. Это способствует росту полезной работы цикла, а следовательно, и удельной тяги по мере увеличения π_{Σ} в определенных пределах.

С другой стороны, при условии постоянства температуры T_r^* количество сообщаемого тепла $Q = c_p (T_r^* - T_k^*)$ с увеличением π_{Σ} непрерывно уменьшается, так как при этом возрастает температура T_k^* на выходе из компрессора. В результате влияния двух противоположно действующих факторов удельная тяга при увеличении π_{Σ} сначала возрастает до тех пор, пока преобладающую роль играет улучшение использования тепла, а затем начинает падать вследствие уменьшения количества сообщаемого тепла.

При очень высокой степени повышения давления, равной $\pi_{\Sigma \text{опт}}^*$, удельная тяга, как указывалось, обращается в нуль. Объясняется это тем, что в данном случае температура на выходе из компрессора T_k^* становится близкой к допустимой температуре газа перед турбиной T_r^* и количество сообщаемого тепла оказывается уже настолько малым, что его хватает только на преодоление внутренних потерь в двигателе. При этом $L_i = \sum L_r$, и поэтому полезная работа цикла становится равной нулю.

Выражение для $R_{уд \text{max}}$ можно получить из соотношений (13.8), (13.17), (13.18). Оно имеет следующий вид:

$$R_{уд \text{max}} = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_H \frac{(e_{\text{опт}} - 1)^2}{\eta_c} + V^2} - V. \quad (13.21)$$

Как видно из (13.21), $R_{уд \text{max}}$ увеличивается при возрастании $e_{\text{опт}}$, которая в основном зависит от степени подогрева воздуха. Переход на более высокие значения температуры газа перед турбиной при каждой заданной скорости полета приводит к существенному возрастанию $R_{уд \text{max}}$. На рис. 13.8 приведены зависимости $R_{уд \text{max}}$ от числа M полета для различных значений степени подог

грева воздуха Δ , рассчитанные по формуле (13.21). Из рисунка можно видеть, в частности, что относительное увеличение $R_{уд\max}$ с возрастанием Δ тем значительнее, чем выше число M полета. Это особенно важно, поскольку с увеличением числа M полета абсолютные значения максимально возможных удельных тяг снижаются.

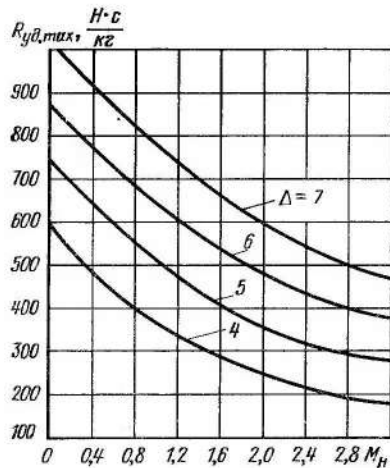


Рис. 13.8. Зависимость $R_{уд\max}$ ТРД от числа M полета ($H \geq 11$ км)

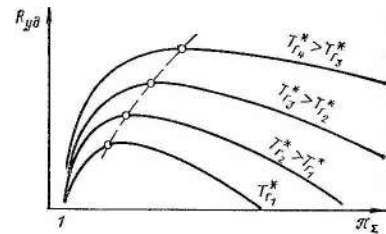


Рис. 13.9. Качественное влияние π_z и $T_{г*}$ на удельную тягу ТРД ($M_H = \text{const}$, $H = \text{const}$)

Заметим, что при заданных $T_{г*}$, T_H , η_c и η_p значение $L_{ц\max} = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{(e_{\text{опт}} - 1)^2}{\eta_c}$ сохраняется неизменным с ростом V . Снижение же $R_{уд}$ с ростом V при этом условии объясняется тем, что скорость истечения c_c и тем более сумма скоростей $c_c + V$ с увеличением V возрастают, а поскольку $L_{ц} = \frac{(c_c + V)(c_c - V)}{2} \approx \text{const}$

то разность скоростей $c_c - V$, равная удельной тяге, непрерывно падает. Если рассматривать не оптимальные, а фактические значения π_z для выполненного двигателя, то при $\pi_z > \pi_{z\text{опт}}$ работа цикла будет уменьшаться при увеличении V и удельная тяга будет падать еще интенсивнее. Кроме того, чем больше абсолютные значения имеет скорость c_c , тем $R_{уд}$ падает медленнее с ростом скорости полета. Эффективным средством повышения удельной тяги ТРД особенно при больших числах M полета, является увеличение $T_{г*}$ (рис. 13.9).

13.5. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ СТЕПЕНИ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Качественный характер зависимости $C_{уд}$ от π_z показан на рис. 13.10. Для ее объяснения обратимся к выражению (13.9) для удельного расхода топлива

$$C_{уд} = \frac{3600Q}{\eta_r H_u R_{уд}},$$

где

$$Q = c_p (T_{г*} - T_{г*}^*) = c_p T_H \left(\Delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1 \right). \quad (13.22)$$

Так как характер протекания зависимостей $R_{уд}$ и Q от π_z известен (см. рис. 13.10), формула (13.9) позволяет понять характер зависимости $C_{уд}$ от π_z . Из соотношения (13.9) видно, что при $\pi_z = 1$ удельный расход топлива стремится к бесконечности, так как при этом $R_{уд} = 0$, а $Q \neq 0$. С увеличением π_z от 1 до $\pi_{z\text{опт}}$ удельный расход топлива уменьшается вследствие увеличения $R_{уд}$ и уменьшения Q . Однако при $\pi_{z\text{опт}}$ он еще не достигает своего наименьшего значения. Это объясняется тем, что кривая $R_{уд}$ вблизи максимума протекает очень полого и удельная тяга в некотором диапазоне $\pi_z > \pi_{z\text{опт}}$ снижается незначительно, а Q все время интенсивно уменьшается. В силу указанных причин степень повышения давления, соответствующая наименьшему значению удельного расхода топлива, оказывается больше оптимальной. Эту степень повышения давления будем называть экономической и обозначать $\pi_{з\text{эк}}$.

При дальнейшем увеличении степени повышения давления сверх $\pi_{з\text{эк}}$ удельный расход топлива начинает возрастать и при $\pi_z = \pi_{z\text{опт}}^2$ он вновь становится бесконечно большим, так как $R_{уд} = 0$, а $Q \neq 0$.

Формулу для определения $\pi_{з\text{эк}}$ можно получить аналитически, дифференцируя выражение (13.9) по e (после подстановки в него выражений $R_{уд}$ и Q) и приравнявая производную нулю. Это приводит, однако, к очень сложному соотношению. Поэтому обычно значения $\pi_{з\text{эк}}$ находят графически путем построения зависимостей $C_{уд}$ от π_z (или $\pi_{г*}$), подобных изображенным на рис. 13.10. Такие графики удобны также тем, что позволяют определить не только математический минимум зависимостей $C_{уд}$ от π_z , но также и те значения π_z (или $\pi_{г*}$), выше которых существенного снижения $C_{уд}$ уже не происходит, что важно с практической точки зрения.

При одинаковых температурах газа перед турбиной и прочих равных условиях степени повышения давления, при которых достигается наименьший удельный расход топлива, более чем в три раза превышают степени повышения давления, соответствующие максимуму удельной тяги. При этом, несмотря на то, что зависимости $C_{уд}$ от π_z имеют пологий минимум, увеличение π_z сверх оптималь-

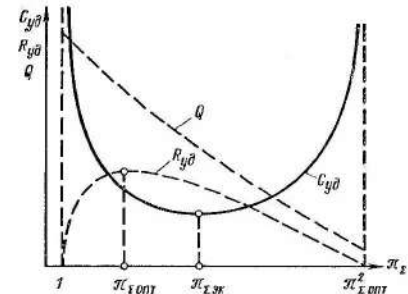


Рис. 13.10. Качественный характер влияния π_z на $C_{уд}$, $R_{уд}$, Q

ного значения позволяет значительно снизить удельный расход топлива ТРД.

Экономической степенью повышения давления компрессора зовем величину, определяемую из условия $\pi_{к.эж} = \pi_{эж}/\pi_{вх}$.

Заметим, что с качественной стороны влияние различных факторов на $\pi_{эж}$ и $\pi_{к.эж}$ остается таким же, как для $\pi_{эжт}$ и $\pi_{к.опт}$. В частности, увеличение степени подогрева воздуха приводит к возрастанию $\pi_{эж}$ и $\pi_{к.эж}$. С ростом числа М полета $\pi_{к.эж}$ уменьшается и т. д.

13.6. ЗАВИСИМОСТЬ ПОЛЕЗНОЙ РАБОТЫ ЦИКЛА, УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ СТЕПЕНИ ПОДОГРЕВА ВОЗДУХА

Рассмотрим характер зависимостей полезной работы цикла, удельной тяги и удельного расхода топлива от степени подогрева воздуха при заданном режиме полета, постоянной степени повышения давления и при заданных значениях КПД η_c и η_p . При этих условиях степень подогрева воздуха $\Delta = T_r^*/T_H$ может изменяться за счет изменения температуры газа перед турбиной T_r^* , либо за счет изменения температуры T_H .

Как видно из формулы (13.17), существует некоторая минимальная величина степени подогрева воздуха Δ_{min} , при которой работа цикла, а следовательно, и удельная тяга равны нулю. Приравняв L_c к нулю, получим

$$\Delta_{min} = \frac{e}{m\eta_c\eta_p}. \quad (13.23)$$

При $\eta_c = \eta_p = 1$ и $m = 1$, т. е. в идеальном цикле, $\Delta_{min} = e$ и, следовательно, $T_{rmin}^* = T_{кал}^*$. Поэтому у идеального двигателя работа цикла равна нулю в том случае, когда тепло не подводится и работа расширения равна работе сжатия. В реальном двигателе $\Delta_{min} > e$ и $T_{rmin}^* > T_{к}^*$. Но при $\Delta = \Delta_{min}$, несмотря на подвод тепла, двигатель не создает полезной работы. Это объясняется тем, что работа L_i , эквивалентная площади цикла, в этом случае меньше суммарных гидравлических потерь в двигателе ΣL_r . Следовательно, все сообщаемое тепло в этом случае расходуется на преодоление потерь.

Из (13.23) видно, что Δ_{min} тем выше, чем более π_k и чем меньше η_c и η_p . Увеличение Δ_{min} с возрастанием π_k объясняется тем, что при этом повышается температура $T_{к}^*$, а соответственно повышается и та температура T_{rmin}^* , при которой подводимого тепла оказывается достаточно для того, чтобы $L_i = \Sigma L_r$. Уменьшение η_c и η_p приводит к увеличению ΣL_r . Соответственно должна быть увеличена работа $L_{i min}$, что достигается увеличением T_{rmin}^* .

При $\Delta > \Delta_{min}$ по мере увеличения степени подогрева воздуха работа цикла и удельная тяга все время возрастают. Из формулы (13.17) видно, что при постоянстве η_c и η_p зависимость L_c от Δ яв-

ляется линейной. Удельная тяга, как показано на рис. 13.11, а, возрастает с увеличением Δ медленнее, чем по линейному закону. Это объясняется тем, что при увеличении Δ из-за возрастания работы цикла увеличивается скорость истечения c_c газа из двигателя, а поэтому, как видно из (12.17), падает тяговый КПД. Относительное возрастание потерь с выходной скоростью приводит к тому, что полезная работа $R_{уд}V = L_c\eta_{тяг}$, а следовательно, и удельная тяга ТРД при увеличении Δ (при $V = \text{const}$) растут медленнее работы цикла.

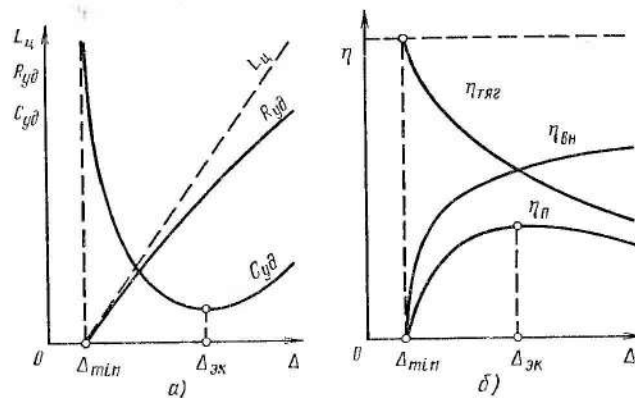


Рис. 13.11. Качественное влияние Δ на удельные параметры (а) и КПД (б) ТРД

Удельный расход топлива при $\Delta = \Delta_{min}$, как следует из формулы (13.9), стремится к бесконечности, так как при этом работа цикла и удельная тяга равны нулю, а $Q \neq 0$. При $\Delta > \Delta_{min}$ удельный расход топлива вначале снижается, при $\Delta_{эж}$ достигает минимального значения, а затем начинает увеличиваться.

Для того чтобы объяснить характер зависимости удельного расхода топлива от степени подогрева воздуха, рассмотрим предварительно, как изменение Δ влияет на тяговый, внутренний и полный КПД двигателя (рис. 13.11, б).

Тяговый КПД согласно (12.17) при заданной скорости полета зависит только от скорости истечения $c_c = R_{уд} + V$. Поэтому при Δ_{min} , когда удельная тяга равна нулю, $\eta_{тяг}$ равен единице. С увеличением Δ удельная тяга и скорость истечения возрастают, а $\eta_{тяг}$ уменьшается. Это объясняется тем, что возрастание скорости истечения газа ведет к увеличению потерь с кинетической энергией выходящей из двигателя газовой струи.

Внутренний КПД ТРД, определяемый из соотношения $\eta_{вн} = L_{ц}/Q_0$, при Δ_{min} равен нулю, так как $L_{ц} = 0$, а $Q_0 \neq 0$. При дальнейшем увеличении Δ внутренний КПД непрерывно возрастает. Объясняется это тем, что с ростом Δ общее количество тепла, вносимого в двигатель, возрастает весьма интенсивно, а та его часть, которая затрачивается при прочих равных условиях на преодо-

ние гидравлических сопротивлений в двигателе, увеличивается незначительно. Поэтому относительная доля полезно используемого тепла все время увеличивается.

Заметим, что термический КПД идеального цикла не зависит от степени подогрева воздуха. Это объясняется тем, что работа L эквивалентная площади цикла, равная в этом случае полезной работе, увеличивается пропорционально количеству сообщаемого

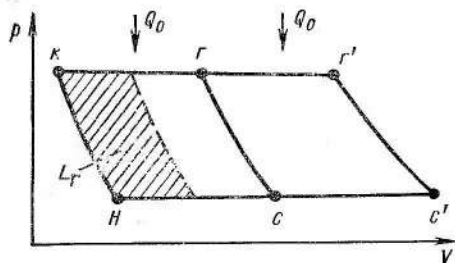


Рис. 13.12. К объяснению влияния Δ на $\eta_{вн}$

схематично показано, как трансформируется цикл ТРД при увеличении Q_0 в два раза. Если принять, что заштрихованная часть площади, эквивалентная суммарным потерям (она на рис. 13.12 принята равной 0,5 начальной площади цикла), сохраняется постоянной, то в таком случае, как видно, увеличение Q_0 в два раза приводит к возрастанию $L_{ц}$ примерно в три раза.

Другая особенность протекания зависимости $\eta_{вн}$ от Δ , как видно из рис. 13.11, б, состоит в том, что увеличение $\eta_{вн}$ по мере роста Δ оказывается все менее интенсивным, причем можно показать, что если $\Delta \rightarrow \infty$, то $\eta_{вн}$ асимптотически стремится к постоянной величине, близкой к термическому КПД идеального цикла. Физически это объясняется тем, что при высоких значениях Δ (температуры $T_{г*}$) доля вносимого тепла, расходуемого на преодоление суммарных гидравлических сопротивлений в двигателе, становится малой. Поэтому снижение относительной доли суммарных потерь в двигателе уже практически не вызывает существенного возрастания $\eta_{вн}$.

Полный КПД, равный произведению $\eta_{тяги} \cdot \eta_{вн}$, с ростом Δ , как видно из рис. 13.11, б, вначале возрастает, пока преобладающую роль играет увеличение $\eta_{вн}$, а затем, достигнув максимального значения при $\Delta_{ЭК}$, начинает уменьшаться.

Удельный расход топлива при заданной скорости полета обратно пропорционален $\eta_{п}$. Поэтому с ростом степени подогрева воздуха $\eta_{п}$ вначале уменьшается, пока преобладающее значение имеет улучшение использования тепла (вследствие интенсивного возрастания $\eta_{вн}$), а затем начинает увеличиваться, так как рост $\eta_{вн}$ становится незначительным и преобладающую роль начинает играть снижение $\eta_{тяги}$.

Температура газа перед турбиной, соответствующая $\Delta_{ЭК}$ ($T_{г.ЭК}^*$),

возрастает с увеличением расчетной степени повышения давления и числа M полета. Но у существующих ТРД максимально допустимая $T_{г*}$ даже при достаточно больших числах M полета, как правило, остается выше экономической.

Тенденция ко все большему повышению $T_{г*}$ в ТРД объясняется (помимо других причин) тем, что это позволяет обычно ценой относительно небольшого увеличения удельного расхода топлива существенно повысить удельную тягу и, следовательно, уменьшить массу и габаритные размеры двигателя.

13.7. ЗАВИСИМОСТЬ РАБОТЫ ЦИКЛА, УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ КПД ПРОЦЕССОВ СЖАТИЯ И РАСШИРЕНИЯ

Коэффициенты полезного действия η_c и η_p оказывают весьма значительное влияние на $L_{ц}$, а также на $R_{уд}$ и $C_{уд}$. С возрастанием η_c и η_p работа $L_{ц}$ увеличивается, возрастает при этом и $R_{уд}$, а $C_{уд}$ уменьшается. Вследствие того, что работа расширения по абсолютному значению больше, чем работа сжатия, а работа цикла определяется формулой (13.14), η_p сильнее влияет на $L_{ц}$, чем η_c .

Необходимо заметить, что суммарные потери в двигателе составляют значительную долю от работы $L_{ц}$, и поэтому для получения достаточно большой полезной работы цикла нужно иметь высокие значения η_c и η_p . Возможность получения $L_{ц} > 0$ только при высоких значениях η_c и η_p явилась одной из основных трудностей в создании таких двигателей, так как потребовала разработки совершенных методов расчета и проектирования основных их элементов, обеспечивающих малые относительные потери. Например, расчет по формуле (13.17) показывает, что при $\pi_2 = 6$ и $\Delta = 4$ полезная работа цикла становится больше нуля только при $\eta_c = \eta_p > 0,65$. Уровень КПД компрессоров и турбин, производимых до второй мировой войны, был ниже указанных значений. Именно поэтому на основе лопаточных машин того времени создание ТРД было невозможно.

Вместе с тем следует отметить, что чем больше Δ , т. е. чем выше $T_{г*}$, тем в меньшей степени η_c и η_p влияют на $L_{ц}$.

Влияние η_c и η_p на $R_{уд}$ полностью определяется их влиянием на $L_{ц}$, что следует из формулы (13.8). Влияние η_c и η_p на $C_{уд}$ определяется их влиянием на $R_{уд}$ и, кроме того, как это следует из (13.22), влиянием η_c на Q . Снижение $C_{уд}$ при увеличении η_c и η_p физически объясняется тем, что относительные потери уменьшаются и увеличивается $\eta_{вн}$. При этом $\eta_{тяги}$ несколько уменьшается в связи с увеличением скорости c_c , но $\eta_{п}$ возрастает.

На рис. 13.13 приведены расчетные зависимости удельного расхода топлива от удельной тяги ТРД для двух характерных режимов полета. Потери в отдельных элементах двигателя приняты в этих расчетах соответствующими существующему уровню. Эти графики отчетливо показывают, что переход к более высоким $T_{г*}$, приводя к существенному увеличению $R_{уд}$, требует для поддержа-

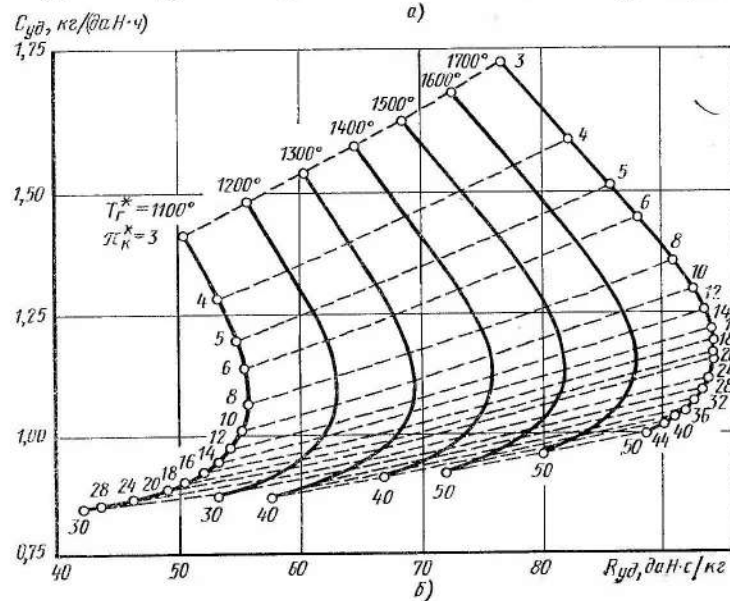
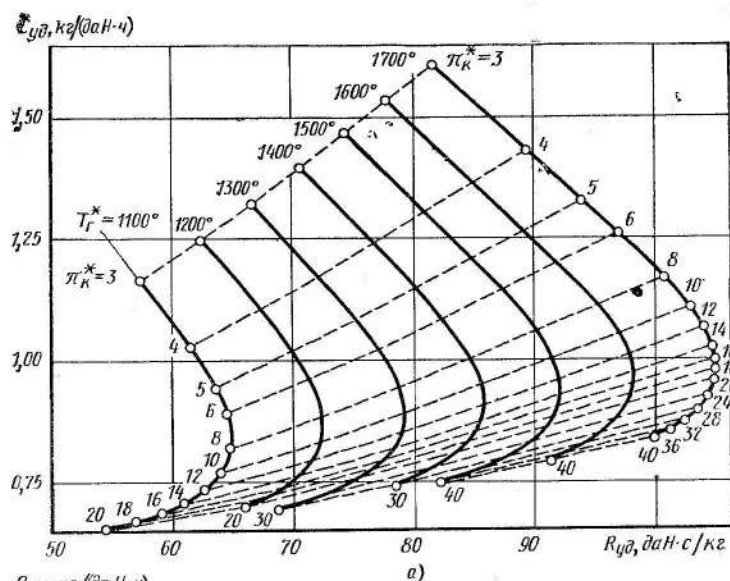


Рис. 13.13. Зависимости $C_{уд}$ и $R_{уд}$ для ТРД от расчетных значений $\pi_{к*}$ и $T_{г*}$:

а— $M_H=0$; $H=0$; б— $M_H=0.9$; $H=11$ км

для заданного уровня экономичности одновременного повышения $\pi_{к*}$. Например, при увеличении $T_{г*}$ от 1200 до 1600° значение $\pi_{к*}$ возрастает от 9 до 16 при увеличении $C_{уд}$ на 10%. Для сохранения при указанном увеличении $T_{г*}$ постоянства $C_{уд}$ необходимо увеличить $\pi_{к*}$ примерно до 24.

13.8. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТРДФ

У ТРДФ между турбиной и выходным соплом устанавливается форсажная камера сгорания. Схемы форсажных камер и организации процесса сгорания в них подробно рассмотрены в гл. 11. Выясним особенности рабочего процесса и установим влияние основных факторов на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДФ.

Для получения возможно большей тяги при работе двигателя на режиме форсажа нужно обеспечить подвод тепла за счет сгорания топлива в форсажной камере при максимальной частоте вращения и максимально допустимой температуре газа перед турбиной. Для этого при работе форсажной камеры режим турбокомпрессора должен сохраняться таким, каким он был на максимальном бесфорсажном режиме. Выполнение этого условия, которое, как правило, и реализуется в ТРДФ, требует сохранения неизменного давления газа за турбиной. Это достигается увеличением площади критического сечения сопла по мере повышения температуры газа в форсажной камере.

Если при включении форсажной камеры площадь критического сечения сопла оставить неизменной, давление за турбиной возрастет вследствие теплового дросселирования, вызванного повышением удельного объема газа перед соплом. Режим работы двигателя изменится при этом таким образом, как при уменьшении площади выходного сечения сопла у двигателя на бесфорсажных режимах. В частности, при сохранении постоянной частоты вращения увеличится температура газа перед турбиной, что может привести к перегреву турбинных лопаток и выходу двигателя из строя. Увеличение площади критического сечения сопла при включении форсажа обеспечивает прохождение через сопло того же количества газа, но при большем удельном объеме.

Требуемое увеличение площади критического сечения сопла легко определить из уравнения расхода. В частности, если учесть, что при $p_{т*} = \text{const}$ расход газа через турбину до и после включения форсажа должен оставаться неизменным, а расход газа через сопло на форсаже должен увеличиться за счет подачи форсажного топлива, то согласно уравнению расхода

$$G_r = m_r \frac{\sigma_{кр} p_{т*}}{\sqrt{T_{т*}}} F_{кр} q(\lambda_{кр}) = \frac{\sigma_{ф,к} \sigma_{кр} p_{т*}}{(1 + g_{т,ф}) \sqrt{T_{ф*}}} m_{г,ф} F_{кр,ф} q(\lambda_{кр,ф}). \quad (13.24)$$

При сверхкритических перепадах давлений в выходном сопле,

принимая приближенно, что $\sigma_{кр} \approx \sigma_{ф.к} \sigma_{кр.ф} / (1 + g_{т.ф})$ и $m_{т} = m_{т.ф}$, лучшим

$$\bar{F}_{кр.ф} = \frac{F_{кр.ф}}{F_{кр}} \approx \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}}.$$

Это соотношение показывает, что площадь критического сечения сопла при включении форсажа следует увеличивать пропорционально корню квадратному из степени подогрева воздуха в форсажной камере. При этом условия давления за турбиной и режимы работы турбокомпрессора будут сохраняться неизменными.

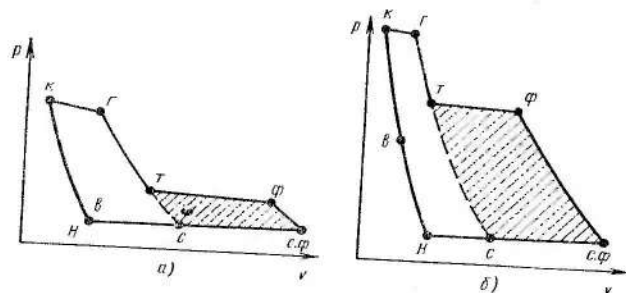


Рис. 13.14. Изображение процесса ТРДФ в $p-v$ -координатах:

а—при малых скоростях полета; б—при больших M_H

На рис. 13.14 даны изображения циклов ТРДФ в координатах $p-v$. Линии $H-K$ изображают общий процесс сжатия воздуха, $K-G$ — процесс подвода тепла в основных камерах двигателя, $G-T$ — процесс расширения газа в турбине. Процесс подвода тепла в форсажной камере протекает при незначительном снижении давления аналогично процессу в основных камерах сгорания и изображается линией $T-F$; линия $F-C.F$ изображает процесс расширения газа в выходном сопле. При отсутствии форсажной камеры процесс расширения в выходном сопле соответствовал бы линии $T-C$. Заштрихованная площадь показывает увеличение площади цикла, а следовательно, и работы L_i при включении форсажа в рассматриваемых условиях. Увеличение работы L_i приводит к возрастанию полезной работы цикла и удельной тяги ТРДФ по сравнению с ТРД, особенно значительно в условиях сверхзвукового полета.

Выясним, в какой мере может быть увеличена удельная тяга, а следовательно, и суммарная тяга двигателя благодаря включению форсажа. Для этого сопоставим скорости истечения газа при включенной и выключенной форсажной камере у одного и того же двигателя при неизменном режиме работы турбокомпрессора и полном расширении газа в сопле.

При работающей (включенной) форсажной камере скорость истечения газа определяется из соотношения

$$c_{с.ф} = \varphi_{с.ф} \sqrt{2 \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{ф}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{ф}^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]}, \quad (13.25)$$

где $\varphi_{с.ф}$ — коэффициент скорости выходного сопла при работе двигателя на форсажном режиме.

При выключенной форсажной камере скорость истечения равна:

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2 \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{т}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{т}^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]}. \quad (13.25')$$

Полное давление $p_{ф}^*$ при работающей форсажной камере несколько ниже, чем полное давление $p_{т}^*$ в том случае, когда она выключена, так как $p_{ф}^* = \sigma_{ф.к} p_{т}^*$. Но в первом приближении этой разницей можно пренебречь, учитывая, что влияние падения полного давления, вызванного подводом тепла в форсажной камере, компенсируется увеличением теплоемкости продуктов истечения из-за повышения их температуры. С достаточной точностью можно полагать также, что $\varphi_{с.ф} = \varphi_c$. С учетом этих допущений из (13.25) и (13.25') следует, что

$$\frac{c_{с.ф}}{c_c} = \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}}. \quad (13.26)$$

Воспользовавшись этим выражением, найдем, что при заданной скорости полета удельная тяга ТРДФ равна

$$R_{ул.ф} = c_{с.ф} - V = R_{ул} \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}} + V \left(\sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}} - 1 \right),$$

откуда относительное увеличение удельной тяги при включении форсажа равно

$$\bar{R}_{ул.ф} = \frac{R_{ул.ф}}{R_{ул}} = \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}} + \frac{V}{R_{ул}} \left(\sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{т}^*}} - 1 \right). \quad (13.27)$$

Если при включении форсажной камеры режим работы турбокомпрессора, а следовательно, и расход воздуха через двигатель сохраняются неизменными, то при этом условии степень форсирования двигателя равна относительному увеличению удельной тяги, т. е.

$$\bar{R}_{ф} = \frac{R_{ф}}{R} = \bar{R}_{ул.ф}.$$

В частности, на взлетном режиме (при $V=0$)

$$\bar{R}_\Phi = \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_\Gamma^*}}. \quad (13.2)$$

Выражения (13.27) и (13.28) являются приближенными, так как помимо допущений, сделанных при выводе соотношения (13.26), здесь не учтена масса топлива, вносимая в форсажную камеру. Но эти формулы просты и удобны для качественного анализа влияния различных факторов на степень форсирования, а также могут быть использованы для приближенных расчетов. Для получения более точных данных требуется проведение детального газодинамического расчета двигателя.

Из соотношений (13.27) и (13.28) следует, что относительный прирост тяги ТРД при его форсировании сжиганием топлива за турбиной (степень форсирования) увеличивается с возрастанием степени подогрева газа в форсажной камере. Формула (13.27) показывает, кроме того, что при заданной степени подогрева степень форсирования существенно увеличивается с ростом скорости полета.

Температура T_Φ^* зависит от количества сообщаемого тепла на 1 кг воздуха в основных и форсажных камерах, так как согласно уравнению сохранения энергии для всего двигателя

$$Q_0 + Q_{0\Phi} = \frac{c_u}{\gamma_{гз}} (T_\Phi^* - T_H^*). \quad (13.29)$$

Предельно возможная температура газа на выходе из форсажной камеры теоретически соответствует полному использованию свободного кислорода, т. е. условию $\alpha_z = 1,0$, где

$$\alpha_z = \frac{H_u}{(Q_0 + Q_{0\Phi}) L_0}. \quad (13.30)$$

Из соотношений (13.29) и (13.30) при $\alpha_z = 1,0$

$$T_{\Phi, \text{прел}}^* = T_H^* + \frac{\gamma_{гз} H_u}{c_u L_0}. \quad (13.31)$$

В стендовых условиях $T_{\Phi, \text{прел}}^*$ составляет, как показывает расчет по формуле (13.31), около 2 200 К. При $M_H = 2,5$ и $H \geq 11$ км она увеличивается примерно до 2 400 К. Практически максимально допустимая температура газа в форсажной камере ограничивается более низкими значениями. Это обусловлено как жаропрочностью применяемых материалов, так и тем, что при $\alpha_z < 1,1 \dots 1,15$ весьма сильно снижается полнота сгорания топлива в форсажной камере и появляется опасность возникновения вибрационного горения (см. гл. 11). Обычно $T_{\Phi, \text{max}}^*$ составляет 1 900—2 100 К.

На рис. 13.15 даны зависимости степени форсирования ТРДФ от степени подогрева газа в форсажной камере при различных условиях полета, вычисленные по формуле (13.27). Если учесть, что

температура газа за турбиной примерно равна 900—1000 К, а допустимая температура в форсажной камере достигает 1 900—2 100 К, то можно видеть, что максимальная степень форсирования ТРДФ на режимах взлета ($M_H = 0$; $H = 0$) составляет примерно 1,4—1,5. При увеличении числа M полета степень форсирования существенно возрастает и, например, при $M_H = 2,5$ и $H = 11$ км для той же степени подогрева воздуха в форсажной камере ($T_\Phi^*/T_\Gamma^* = 1,9 \dots 2,3$) она увеличивается до 2,5.

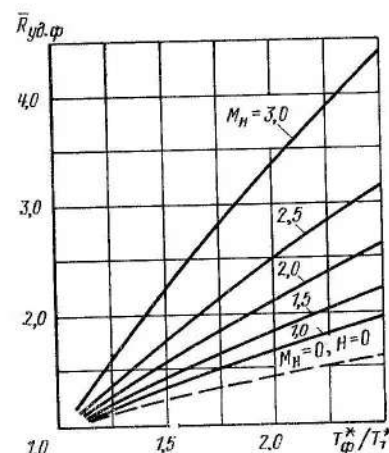


Рис. 13.15. Влияние условий полета на степень форсирования ТРДФ ($\pi_{к.р} = 10$; $H = 11$ км; $T_\Gamma^* = 1200$ К)

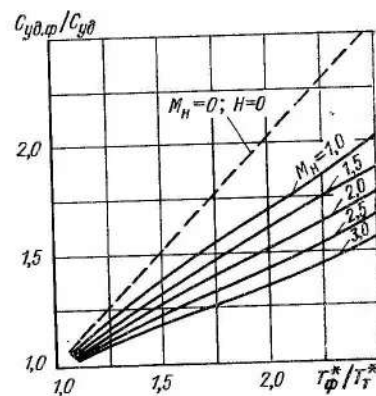


Рис. 13.16. Влияние условий полета на $C_{уд.ф}/C_{уд}$ для ТРДФ ($\pi_{к.р} = 10$; $H = 11$ км; $T_\Gamma^* = 1200$ К)

Удельный расход топлива при работе на режиме форсажа может быть определен по формуле

$$C_{уд.ф} = \frac{3600 (Q_0 + Q_{0\Phi})}{H_u R_{уд.ф}}. \quad (13.32)$$

На рис. 13.16 приведены зависимости отношения удельного расхода топлива на форсаже к удельному расходу на бесфорсажном режиме от степени подогрева газа в форсажной камере. Как видно, включение форсажной камеры в рассмотренном диапазоне режимов полета сопровождается существенным увеличением удельного расхода топлива.

Ухудшение экономичности ТРДФ по сравнению с ТРД объясняется тем, что сжигание топлива в форсажной камере осуществляется после расширения газа в турбине, т. е. при более низком давлении и при меньшей последующей степени расширения, чем в основных камерах сгорания двигателя. При этих условиях ухудшается использование тепла в двигателе, т. е. падает КПД цикла. Падает также и тяговый КПД вследствие увеличения скорости истечения газа из двигателя. Особенно значительно возрастает удельный рас-

ход топлива при включении форсажа на взлете и малых скоростях полета. При $T_{\phi}^*/T_t^*=2$ и $M_H=0$, как видно из рис. 13.16, удельный расход топлива увеличивается приблизительно в два раза (при возрастании тяги в 1,4 раза).

С увеличением числа M полета эффективность использования тепла в ТРДФ улучшается и уже при $M_H=2,5$ удельный расход топлива возрастает всего на 40% (при увеличении тяги в 2,5 раза). Это объясняется улучшением использования тепла в форсажной камере с увеличением числа M полета. В связи с этим у сверхзвуковых самолетов режимы форсажа используются не только для кратковременного форсирования двигателя, но в ряде случаев являются основными режимами, т. е. используются при длительной работе двигателя.

Следует отметить, тем не менее, что увеличение тяги сжиганием дополнительного топлива в форсажной камере даже при больших сверхзвуковых скоростях полета с точки зрения экономичности является менее эффективным по сравнению с соответствующим увеличением тяги за счет повышения температуры газа перед турбиной, если переход к более высоким значениям T_{Γ}^* не сопряжен со значительными потерями на охлаждение турбины.

13.9. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА НА УДЕЛЬНУЮ ТЯГУ И УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА ТРДФ

В тех случаях, когда режимы форсажа используются в качестве основных режимов работы ТРДФ, может возникнуть необходимость выбора (или оценки) параметров процесса такого двигателя, исходя из условия получения наивыгоднейших значений его основных удельных параметров именно на этих режимах. С этой целью рассмотрим влияние параметров процесса ТРДФ на $R_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ и, в частности, определим значения степени повышения давления, соответствующие условиям получения максимальной удельной тяги и минимального удельного расхода топлива ТРДФ.

С увеличением степени повышения давления компрессора в некоторых пределах (при заданных условиях полета и при постоянной температуре газа перед турбиной) будет увеличиваться давление за турбиной и соответственно давление p_{ϕ}^* в форсажной камере. При этом, как следует из (13.25), будет возрастать скорость истечения из выходного сопла, а следовательно, и удельная тяга ТРДФ. Очевидно, удельная тяга будет возрастать до тех пор, пока давление p_t^* за турбиной не достигнет максимального значения. Исходя из этого условия, определим оптимальную степень повышения давления компрессора ТРДФ $\pi_{к.опт.ф}^*$, при которой $R_{уд.ф}$ достигает максимального значения при постоянстве температур T_{Γ}^* и T_{ϕ}^* и неизменных значениях коэффициентов потерь в элементах двигателя.

Давление p_t^* будет достигать максимального значения при наибольшем отношении давлений p_t^*/p_{ϕ}^* (располагаемый перепад

давлений турбокомпрессора), так как в рассматриваемых условиях ($M_H=\text{const}$; $H=\text{const}$) давление p_{ϕ}^* постоянно. С другой стороны, вместо p_t^*/p_{ϕ}^* можно рассматривать π_k^*/π_t^* , поскольку $p_t^*/p_{\phi}^* = \sigma_{к.с} \pi_k^*/\pi_t^*$. Следовательно, π_k^* , при котором давление за турбиной достигает наибольшего значения, может быть определено из исследования на максимум выражения для π_k^*/π_t^* (или e_k^*/e_t^*), которое можно получить из условия баланса эффективных работ компрессора и турбины.

Согласно этому условию, при принятых упрощающих допущениях

$$\frac{k}{k-1} R T_H^* (e_k^* - 1) \frac{1}{\eta_k^*} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e_t^*}\right) \eta_t^*. \quad (13.33)$$

Пренебрегая для упрощения вывода различием в теплоемкостях и показателях адиабаты воздуха и газа, получим

$$\frac{e_k^*}{e_t^*} = e_k^* \left(1 - \frac{e_k^* - 1}{\frac{T_{\Gamma}^*}{T_H^*} \eta_k^* \eta_t^*}\right). \quad (13.34)$$

Дифференцируя это выражение по e_k^* и приравняв производную нулю, найдем

$$\frac{T_{\Gamma}^*}{T_H^*} \eta_k^* \eta_t^* - 2e_k^* + 1 = 0,$$

откуда

$$e_{к.опт.ф}^* = \frac{1}{2} (1 + \Delta^* \eta_k^* \eta_t^*),$$

и, следовательно,

$$\pi_{к.опт.ф}^* = \left(\frac{1 + \Delta^* \eta_k^* \eta_t^*}{2} \right)^{3,5}, \quad (13.35)$$

где

$$\Delta^* = T_{\Gamma}^*/T_H^*.$$

Из (13.35) следует, что $\pi_{к.опт.ф}^*$ тем больше, чем выше T_{Γ}^* , чем меньше число M полета, чем больше высота полета H (M_H и H влияют через температуру T_H^*) и чем выше η_k^* и η_t^* .

На рис. 13.17 дается сравнение зависимостей удельных тяг и удельных расходов топлива от π_k^* для ТРД и ТРДФ при одинаковых условиях полета и одинаковых параметрах турбокомпрессора. Как видно, оптимальная степень повышения давления у ТРДФ существенно выше, чем у ТРД. Это объясняется тем, что с увеличением π_k^* давление за турбиной, а следовательно, и степень расширения в сопле изменяются по одному и тому же закону, но полная температура перед соплом у ТРД непрерывно падает, тогда как у ТРДФ она сохраняется неизменной. Поэтому у ТРД падение скорости истечения из сопла и удельной тяги начинается раньше, т. е. при меньших π_k^* , чем у ТРДФ. Отсюда же следует вывод о том, что $\pi_{к.опт.ф}^*$ у ТРДФ при различных постоянных значениях температуры T_{ϕ}^* не зависит от абсолютного значения этой температуры.

Другим отличием ТРДФ от ТРД является то, что у ТРД $\pi_{к.опт.ф}^*$ и $\pi_{к.эк.ф}^*$ совпадают. У ТРД несовпадение $\pi_{к.опт}^*$ и $\pi_{к.эк}^*$ объясняется уменьшением количества тепла Q_0 с ростом π_k . У ТРДФ при $T_{ф}^* = \text{const}$ и $T_{н}^* = \text{const}$ суммарное количество тепла, сообщаемое 1 кг воздуха, сохраняется неизменным с увеличением π_k^* , как это следует из формулы (13.29). При этом уменьшение с ростом π_k^* количества тепла Q_0 , сообщаемого воздуху в основно-

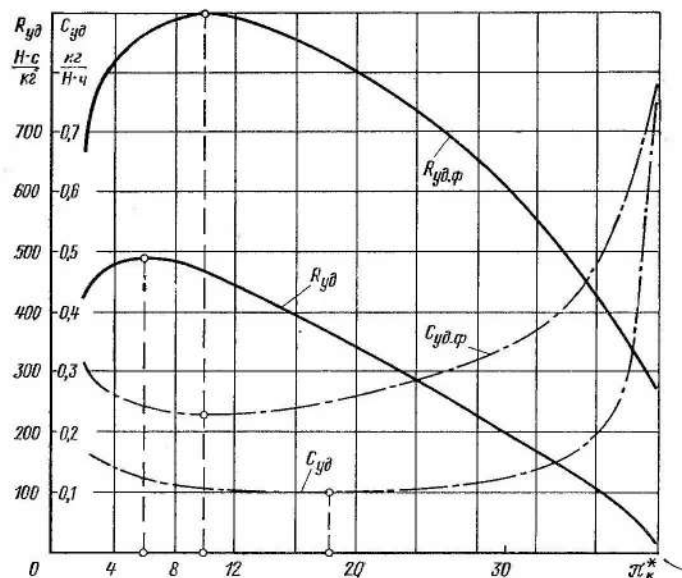


Рис. 13.17. Влияние π_k^* на удельные тяги и удельные расходы топлива ТРД и ТРДФ ($M_H=0,9$; $H=0$; $T_{г}^*=1200$ К)

камере сгорания (из-за увеличения температуры $T_{к}^*$), компенсируется увеличением количества тепла, сообщаемого газу в форсажной камере (из-за снижения $T_{г}^*$). Это объясняется тем, что вследствие равенства эффективных работ компрессора и турбины повышение температуры воздуха в компрессоре $\Delta T_{к}^* = T_{к}^* - T_{н}^*$ с увеличением π_k^* практически равно снижению температуры газа в турбине $\Delta T_{г}^* = T_{г}^* - T_{к}^*$. Если же суммарное количество тепла $Q_{0\phi} = Q_0 + Q_{0ф}$ не изменяется при изменении π_k^* , то из формулы (13.32) следует, что минимальное значение удельного расхода топлива у ТРДФ получается при том же значении π_k^* , при котором достигается максимум $R_{уд.ф}$ (см. рис. 13.17). Абсолютные значения $\pi_{к.опт.ф}^*$ для ТРДФ занимают промежуточное положение между значениями $\pi_{к.опт}^*$ и $\pi_{к.эк}^*$ для ТРД. Например, у ТРД $\pi_{к.опт}^* = 6$ и $\pi_{к.эк}^* = 20$, а у ТРДФ $\pi_{к.опт.ф}^* = \pi_{к.эк.ф}^* = 10$ (см. рис. 13.17).

На приведенных расчетных зависимостях $R_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от π_k^* , $T_{г}^*$ и $T_{ф}^*$ для ТРДФ (рис. 13.18) можно видеть совпадение $\pi_{к.опт.ф}^*$ и $\pi_{к.эк.ф}^*$ и независимость $\pi_{к.опт.ф}^*$ от температуры $T_{ф}^*$. Повышение $T_{г}^*$ при $\pi_k^* = \text{const}$ приводит к снижению π_k^* и к увеличению разбега давлений в реактивном сопле, что при $T_{ф}^* = \text{const}$ означает увеличение удельной тяги. Суммарное же количество тепла,

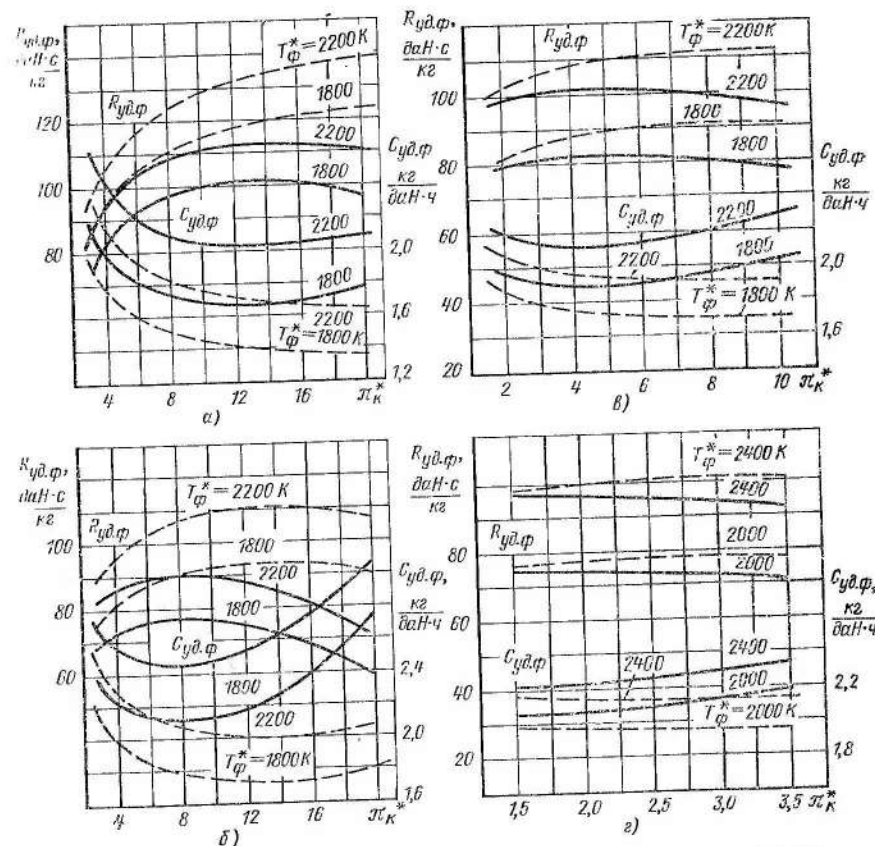


Рис. 13.18. Зависимости $R_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от параметров процесса ТРДФ для четырех режимов полета:

а — $M_H=0$; $H=0$; б — $M_H=1,15$; $H=0$; в — $M_H=2,35$; $H=11$ км; г — $M_H=3,5$; $H=11$ км; — для $T_{г}^*=1200$ К; --- для $T_{г}^*=1600$ К

сообщаемое в двигателе 1 кг воздуха, при $T_{ф}^* = \text{const}$ и $T_{н}^* = \text{const}$, как следует из (13.29), сохраняется неизменным (происходит лишь его перераспределение между основной и форсажной камерами сгорания). Поэтому $C_{уд.ф}$ снижается пропорционально увеличению $R_{уд.ф}$. Следовательно, повышение $T_{г}^*$ в ТРДФ является выгодным как с точки зрения повышения удельной тяги, так и с

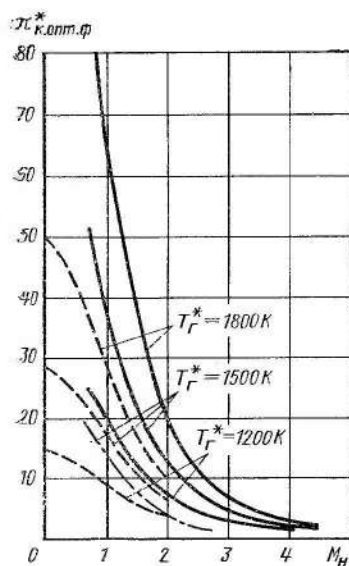


Рис. 13.19. Зависимости $\pi_{к.опт.ф}^*$ от M_H :
— для $H = 11\text{ км}$; --- для $H = 0$

ва перед ПВРД по удельным параметрам при условии равенства температур $T_{ф*}$ у ТРДФ и $T_{г*}$ у ПВРД.

точки зрения улучшения экономичности. Следует заметить, что с ростом числа M полета положительное влияние увеличения $T_{г*}$ при $T_{ф*} = \text{const}$ снижается, так как улучшаются условия использования тепла в форсажной камере. Можно видеть также, что при высоких числах полета зависимости удельных параметров от $\pi_{к.опт.ф}^*$ протекают пологие значения $\pi_{к.опт.ф}^*$ выражены уже не так четко, как при малых числах M полета. Это объясняется возрастанием роли сжатия воздуха скоростного напора в воздухозаборнике и снижением роли турбокомпрессора при больших числах M полета.

Зависимости $\pi_{к.опт.ф}^*$ от числа полета, вычисленные по (13.35), приведены на рис. 13.19. Значения $\pi_{к.опт.ф}^*$ выше, чем $\pi_{к.опт.г}^*$. Когда $\pi_{к.опт.ф}^*$ становится равной единице, это, как и для ТРД, означает, что ТРДФ теряет свои преимуще-

Глава 14

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ТРД И ТРДФ

Двигатель при эксплуатации на самолете работает в широком диапазоне режимов. При этом изменяются как параметры рабочего процесса, так и режимы работы всех его элементов. Характер изменений во многом определяется условиями совместной работы элементов двигателя в силовой установке. Знание этих условий и умение определять режимы работы элементов двигателя, уровень потерь, запасы устойчивости, значения температур газа и запасы прочности элементов конструкции необходимы как для расчета и анализа характеристик двигателя, так и для грамотной его эксплуатации.

В этой главе рассматривается совместная работа элементов силовой установки с ТРД и ТРДФ на установившихся режимах работы, т. е. на таких режимах, для которых частота вращения, расход воздуха и другие параметры не изменяются во времени. Заданными считаются характеристики всех элементов силовой установки — воздухозаборника, компрессора, камеры сгорания, турбины, форсажной камеры и выходного сопла. Задача сводится к отысканию при различных условиях полета (и атмосферных условиях) рабочих точек на указанных характеристиках, определяющих режим работы каждого элемента.

Прежде чем перейти к рассмотрению условий совместной работы элементов двигателя, остановимся подробнее на вопросах его регулирования.

14.1. ЗАДАЧИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТРД И ТРДФ. ПОНЯТИЕ О ПРОГРАММАХ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Задача регулирования (управления) любого авиационного двигателя состоит прежде всего в том, чтобы в различных условиях полета поддерживать такие значения параметров процесса и КПД отдельных элементов, которые обеспечивали бы наиболее выгодное для данного летательного аппарата протекание характеристик двигателя и всей силовой установки. Вместе с тем должна обеспечиваться устойчивая работа двигателя на всех режимах и исключаться возможность возникновения механических и тепловых перегру-

зок в отдельных элементах и узлах конструкции. В задачи регулирования входят также автоматическое поддержание в условиях полета того или иного режима работы двигателя при заданном положении рычага управления двигателем (РУД) и обеспечение достаточно быстрого и в то же время устойчивого перевода двигателя с одного режима на другой при изменении положения РУД.

Тяга и экономичность ТРДФ при заданных условиях полета при известных значениях коэффициентов, характеризующих потери в его элементах, определяются заданием трех основных параметров процесса: степени повышения давления компрессора π_k^* , температуры перед турбиной T_r^* и температуры в форсажной камере $T_{ф}^*$. Изменяя эти параметры, можно наиболее эффективно воздействовать на рабочий процесс двигателя — осуществлять его регулирование. Такие параметры принято называть *основными регулирующими (управляемыми) параметрами*. Следует заметить, что, как правило, у ГТД π_k^* определяется частотой вращения, которую более удобно использовать как регулируемый параметр, так как она может быть проще и точнее измерена. Кроме того, от частоты вращения зависят напряжения, возникающие в деталях ротора двигателя, что делает ее эффективным средством контроля и ограничения механических нагрузок. Температуры же газа T_r^* и $T_{ф}^*$ определяют тепловые нагрузки на элементы двигателя. Поэтому именно n , T_r^* и $T_{ф}^*$ обычно принимают в качестве основных регулируемых параметров у ТРДФ. ТРД, очевидно, имеет два основных регулируемых параметра: n и T_r^* .

Помимо основных регулируемых параметров, определяющих рабочий процесс двигателя, в современных ТРД и ТРДФ имеется ряд вспомогательных регулируемых параметров. Эти параметры не являются основными средствами воздействия на рабочий процесс двигателя, но с их помощью можно обеспечить поддержание устойчивой и эффективной работы основных элементов двигателя, улучшить его тяговые и экономические показатели. Например, для обеспечения достаточного запаса устойчивой работы компрессора на всех режимах и поддержания высоких значений его КПД применяют регулирование направляющих аппаратов одной или нескольких ступеней. В качестве возможного регулируемого параметра в этом случае можно рассматривать КПД $\eta_{кп}^*$ или коэффициент запаса устойчивости ΔK_y компрессора. Для обеспечения устойчивой и эффективной работы воздухозаборника применяется его регулирование, например, изменением площади горла и угла β_c . В качестве регулируемых параметров в этом случае могут быть приняты коэффициент снижения противодавления $\sigma_{пл}$, коэффициент запаса устойчивости воздухозаборника $\Delta K_{у.вх}$ или какие-либо другие параметры. Для сверхзвукового сопла регулируемыми параметрами могут быть степень расширения газа в сопле $\pi_{с.д}$, коэффициент эжекции и др.

Следует заметить, что рабочий процесс двигателя и его основные параметры, в том числе R и $C_{уд}$, зависят от внутренних и внешних условий, при которых он работает. Внутренние условия полно-

вно определяются заданием конкретных значений регулируемых параметров двигателя. К внешним условиям (внешним возмущающим воздействиям) относятся скорость полета, высота полета, давление и температура атмосферного воздуха.

Закон изменения основных регулируемых параметров в зависимости от внешних возмущающих воздействий и положения РУД, осуществляемый системой регулирования данного двигателя, принято называть *программой (законом) регулирования*.

Прежде чем перейти к рассмотрению возможных программ регулирования ТРД и ТРДФ, рассмотрим те средства, с помощью которых можно воздействовать на регулируемые параметры и через них на рабочий процесс двигателя. Такие средства воздействия на регулируемые параметры носят название *регулирующих (управляющих) факторов*. Основными регулирующими факторами для ТРД и ТРДФ являются расход топлива основной и форсажной камер сгорания и площадь критического сечения сопла. К числу вспомогательных регулирующих факторов могут быть отнесены углы поворота лопаток направляющих аппаратов компрессора, площадь горла сверхзвукового воздухозаборника, относительная площадь среза сверхзвукового сопла и др.

Ранее указывалось, что параметры выполненного двигателя являются взаимосвязанными и по этой причине изменение какого-либо одного регулирующего фактора вызывает изменение всех его параметров. Например, если подачей топлива в основную камеру сгорания изменить T_r^* , то при этом (при прочих неизменных условиях) будут изменяться π_k^* , $\eta_{кп}^*$, π_c и другие параметры двигателя, в том числе регулируемые параметры n и $T_{ф}^*$. Следовательно, каждым регулирующим фактором в отдельности можно изменять любой из регулируемых параметров. Но одним регулирующим фактором можно независимо по заданному закону воздействовать только на один регулируемый параметр. Поэтому для независимого изменения всех регулируемых параметров нужно иметь число регулирующих факторов, равное числу регулируемых параметров. Распределение же регулирующих факторов между регулируемыми параметрами может быть различным. Чаще всего на современных ТРДФ применяется система воздействия расходом основного топлива G_r на n , площадью $F_{тр}$ на T_r^* и расходом форсажного топлива $G_{т.ф}$ на $T_{ф}^*$, хотя и такое распределение вследствие взаимной связи всех параметров носит условный характер.

Программы регулирования ТРД и ТРДФ, применяемые для получения максимальной тяги двигателя. Наибольшая тяга обеспечивается при максимальной частоте вращения (наибольшем расходе воздуха), максимальной температуре T_r^* и в случае включенного форсажа при наибольшей температуре $T_{ф}^*$. Поэтому для получения максимально возможной тяги при различных скоростях и высотах полета и при неизменном положении РУД необходимо у ТРДФ поддерживать постоянными максимальную частоту вращения, максимальную температуру T_r^*

и максимальную температуру T_{ϕ}^* , т. е. осуществлять программу регулирования

$$n = n_{\max} = \text{const}; T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const}; T_{\phi}^* = T_{\phi \max}^* = \text{const}. \quad (14.1)$$

Для осуществления этой программы регулирования требуется иметь три регулирующих фактора: G_{Γ} , $F_{\text{кр}}$ и $G_{\Gamma, \phi}$.

Программа регулирования (14.1) позволяет наиболее полно использовать возможности двигателя с точки зрения получения максимальной тяги. Это объясняется тем, что увеличение любого указанных регулируемых параметров приводит к превышению допустимых механических и тепловых нагрузок на двигатель, а снижение означает недоиспользование возможностей двигателя. Однако прямая реализация рассмотренной программы регулирования встречает значительные трудности, так как требует непосредственного измерения и регулирования кроме частоты вращения также температур T_{Γ}^* и T_{ϕ}^* . В ряде случаев этому препятствует сложность создания надежно работающих малоинерционных датчиков высоких температур и значительная неравномерность поля температур.

Приходится либо искать пути косвенного регулирования (другим параметрам), либо использовать программы регулирования более простые в реализации и мало отличающиеся от (14.1). В качестве примера можно указать на широко используемую программу регулирования

$$n_{\max} = \text{const}; T_{\Gamma \max}^* = \text{const}; G_{\Gamma, \phi} / p_{\text{к}}^* = \text{const}. \quad (14.2)$$

В этом случае с помощью ряда термодар, установленных за турбиной, измеряется и поддерживается требуемое значение средней температуры газа за турбиной T_{Γ}^* , которая на 250—300° ниже температуры T_{ϕ}^* . При этом, как показывает практика, температура газа перед турбиной при $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ оказывается практически неизменной. Изменение же подачи форсажного топлива пропорционально давлению $p_{\text{к}}^*$ за компрессором обеспечивает обычно незначительное изменение температуры T_{ϕ}^* . В случае, если все же температура T_{ϕ}^* (α_2) при указанном условии в зависимости от режима полета (температуры $T_{\text{в}}^*$) изменяется значительно, применяется более сложный закон подачи форсажного топлива $G_{\Gamma, \phi} / p_{\text{к}}^* = f(T_{\text{в}}^*)$, выбираемый из условия $T_{\phi}^* = \text{const}$, либо осуществляется ступенчатая коррекция $G_{\Gamma, \phi} / p_{\text{к}}^*$ при определенных значениях температуры $T_{\text{в}}^*$. В данном примере регулирование температуры T_{ϕ}^* является косвенным.

На бесфорсажных режимах поддержание в условиях полета наибольшей тяги у одновальных ТРД обеспечивается применением программы регулирования

$$n = n_{\max} = \text{const}; T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const} \quad (14.3)$$

или более простой в реализации программы

$$n = n_{\max} = \text{const}; T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const}.$$

На ряде двигателей, имевших ограниченный диапазон применения по числам M полета, использовались более простые программы регулирования. У таких двигателей площадь критического сечения могла не регулировалась, а подача топлива осуществлялась только по условиям поддержания постоянной частоты вращения ротора, что исключало необходимость прямых измерений температуры газа за турбиной. В этом случае осуществлялось регулирование двигателя на бесфорсажных режимах по одному параметру, т. е. использовалась программа регулирования

$$n = \text{const}. \quad (14.3)$$

При программе регулирования (14.3) температура газа перед турбиной уже не остается строго постоянной. Ее изменение зависит от особенностей протекания характеристик компрессора и условий его регулирования. В ряде случаев это изменение температуры T_{Γ}^* являлось небольшим и допускалось в условиях эксплуатации, либо использовались ограничители максимально допустимой температуры газа за турбиной $T_{\Gamma \max}^*$. В области ограничения $T_{\Gamma \max}^*$ у двигателя, регулируемого по одному параметру, частота вращения ротора уже не сохраняется постоянной, а начинает снижаться.

Другой возможной программой регулирования ТРД по одному параметру может быть программа

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const} \quad (14.4)$$

или более простая в реализации программа

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \max}^* = \text{const}.$$

Поддержание $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ при $F_{\text{кр}} = \text{const}$ в различных условиях полета производится соответствующим изменением частоты вращения двигателя посредством регулирования подачи топлива. Практическое использование этой программы как основной затруднительно из-за необходимости непосредственного измерения температуры T_{Γ}^* (T_{Γ}^*). Она, кроме того, не дает сколь-нибудь существенных преимуществ по сравнению с программой (14.1). Поэтому программа (14.4) на одновальных ТРД как самостоятельная обычно используется лишь в целях ограничения максимально допустимой температуры газа перед (за) турбиной.

У ТРДФ, имевших на бесфорсажных режимах программу регулирования (14.3), для режимов форсажа обычно применялась упрощенная программа регулирования

$$n_{\max} = \text{const}; \pi_{\Gamma}^* = \text{const}. \quad (14.5)$$

Условие $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ при $n = \text{const}$, как указывалось, обеспечивает неизменность режима работы турбокомпрессора ТРДФ при включении форсажа. Поэтому температура T_{Γ}^* в ТРДФ при программе регулирования (14.5) будет изменяться в условиях полета таким же образом, как в ТРД при программе регулирования (14.3). Температура же T_{ϕ}^* при $\pi_{\Gamma}^* = \text{const}$ и $F_{\text{кр}, \phi} = \text{const}$, как следует из

уравнения равенства расходов газа через турбину и выходное сопло является величиной, пропорциональной T_r^* . Таким образом, в тех случаях, когда при программе регулирования (14.3) $T_r^* \approx \text{const}$, применение программы регулирования (14.5) означает выполнение условия $T_{\phi}^* \approx \text{const}$. На ряде выполненных двигателей, имеющих программу регулирования (14.5), изменение температур T_r^* и T_{ϕ}^* в эксплуатационном диапазоне чисел M и высот полета не превышает 3—5%.

Программы регулирования, рассмотренные для ТРД применительно к максимальному режиму, а для ТРДФ применительно к режиму полного форсажа, находят применение и на других режимах работы двигателя. Но в этом случае поддерживаются постоянными не максимальные, а пониженные значения основных регулируемых параметров.

На современных двигателях встречаются и более сложные программы регулирования, учитывающие реальные характеристики элементов двигателя, требования его форсирования по тяге определенных диапазонов чисел M полета (для улучшения характеристик самолета), ограничения по прочности, условиям охлаждения элементов конструкции и т. п. Например, в целях увеличения тяги двигателя на больших скоростях полета может быть предусмотрено скачкообразное увеличение частоты вращения его ротора при числах M_H , больших определенного значения. Это мероприятие, называемое раскруткой ротора, может осуществляться при одновременном повышении температуры T_r^* и $F_{кр} = \text{const}$, либо при неизменной T_r^* и увеличении площади $F_{кр}$ и π_r^* в момент раскрутки ротора.

Примером программы регулирования, учитывающей снижения эффективности системы охлаждения турбины с ростом числа M полета, может служить программа $n = \text{const}$; $T_r^* = f(T_{\phi}^*)$, где с ростом T_{ϕ}^* допустимая температура T_r^* (или T_{ϕ}^*) снижается. Необходимость снижения температуры газа перед турбиной при высоких значениях температуры воздуха на входе в двигатель может быть вызвана тем, что по мере роста $T_{\phi}^* = T_H^*$ увеличивается температура воздуха за компрессором T_{κ}^* , используемого для охлаждения лопаток турбины. В результате этого эффективность охлаждения турбины снижается и приходится идти на уменьшение допустимой температуры газа перед, а значит, и за турбиной.

Основной задачей регулирования двигателя на наиболее экономичность является обеспечение наименьших удельных расходов топлива при требуемом в условиях полета снижении тяги двигателя. Снижение тяги двигателя при заданном режиме полета (его дросселирование) может быть осуществлено различными путями и, следовательно, с применением различных программ регулирования. У ТРДФ первоначальное снижение тяги обычно достигается постепенным снижением степени форсирования вплоть до выключения форсажа. При этом значительно снижаются как тяга двигателя, так и удельный расход топлива. Дальнейшее уменьшение тяги может осуществляться уменьшением n при неизменной

T_r^* , либо снижением T_r^* при постоянной n за счет увеличения $F_{кр}$, либо одновременным изменением как n , так и $F_{кр}$. Наиболее выгодной является такая программа регулирования двигателя на дросселированных режимах, при которой обеспечивается наилучшая экономичность силовой установки на этих режимах.

Реализация той или иной выбранной программы регулирования осуществляется системой регулирования двигателя, которая, помимо этого, должна обеспечивать хорошие динамические характеристики двигателя и осуществлять все предусмотренные ограничения. Изучение этих вопросов является задачей курса регулирования авиационных двигателей.

Для определения условий совместной работы элементов двигателя при заданной программе регулирования нужно иметь характеристики его элементов. Способы их изображения подробно рассматривались в предыдущих главах. Условия совместной работы элементов ТРД и ТРДФ удобнее всего начинать с рассмотрения совместной работы турбины и выходного сопла, а затем определять режимы совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины и в последнюю очередь рассматривать совместные режимы работы воздухозаборника с остальными элементами двигателя.

14.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ТУРБИНЫ И ВЫХОДНОГО СОПЛА

У ТРД, как и у ГТД любой другой схемы, условием совместной работы турбины и выходного сопла на установившихся режимах является равенство расходов газа, которое удобно записывать для минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины и для критического сечения выходного сопла. Для этих сечений уравнение расхода имеет следующий вид:

$$G_r = m_r F_{c.a.} \frac{P_r^* \sigma_{c.a.}}{\sqrt{T_r^*}} q(\lambda_{c.a.}) = m_{kr} F_{kr} \frac{P_r^* \sigma_{kr}}{\sqrt{T_r^*}} q(\lambda_{kr}), \quad (14.6)$$

где $F_{c.a.}$ и $q(\lambda_{c.a.})$ — площадь минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины и относительная плотность тока в этом сечении; F_{kr} и $q(\lambda_{kr})$ — площадь и относительная плотность тока в критическом сечении сопла.

Из этого уравнения следует, что

$$\frac{P_r^*}{P_r} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_r}} = \frac{\sigma_{kr} F_{kr} q(\lambda_{kr})}{\sigma_{c.a.} F_{c.a.} q(\lambda_{c.a.})}. \quad (14.7)$$

Принимая процесс расширения газа в турбине политропическим

с показателем политропы n и учитывая, что $\pi_r^* = P_r^*/P_r = (T_r^*/T_r)^{\frac{n}{n-1}}$, получим

$$\pi_r^* = \left(\frac{\sigma_{kr} F_{kr} q(\lambda_{kr})}{\sigma_{c.a.} F_{c.a.} q(\lambda_{c.a.})} \right)^{\frac{2n}{n-1}}. \quad (14.8)$$

При перепадах давлений в сопловом аппарате первой ступени турбины, близких к критическим, что характерно для турбин ТРД вплоть до глубоких дроссельных режимов, а также при сверхкритических перепадах давлений в выходном сопле, имеющих место во всех основных режимах работы двигателя в полете и на стенде $q(\lambda_{с.а}) \approx 1$ и $q(\lambda_{кр}) = 1$. При этих условиях

$$\pi_t^* = \left(\frac{\sigma_{кр} F_{кр}}{\sigma_{с.а} F_{с.а}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}. \quad (14.9)$$

Следует напомнить, что в многоступенчатой турбине изменение π_t^* происходит в основном за счет изменения перепада давлений в последней ступени. В остальных же ступенях турбины перепады давлений практически сохраняются неизменными, что обеспечивает постоянство параметра $q(\lambda_{с.а})$ даже при докритических перепадах давлений в сопловом аппарате первой ступени турбины. Следовательно, при близких к критическим перепадах давлений в выходном сопле и в сопловом аппарате первой ступени турбины π_t^* зависит только от соотношения проходных сечений выходного сопла и соплового аппарата турбины. Из уравнения (14.9) следует, в частности, что при нерегулируемом сопловом аппарате турбины ($F_{с.а} = \text{const}$) π_t^* изменяется пропорционально $F_{кр}^{\frac{n+1}{n}}$. Следовательно, изменяя $F_{кр}$, можно менять почти пропорционально ей π_t^* . Если же $F_{кр}$ сохранять неизменной, то в указанных условиях независимо от режима работы двигателя π_t^* будет оставаться постоянной. Таким образом, условие (14.9) позволяет связать важнейший параметр турбины π_t^* с $F_{кр}$. Как следует из (14.9), π_t^* может изменяться также за счет изменения $F_{с.а}$ при $F_{кр} = \text{const}$. Этим пользуются при доводке двигателей в целях согласования режимов компрессора турбины. Изменение же $F_{с.а}$ как средство регулирования не нашло применения из-за конструктивной сложности.

Наличие одного параметра π_t^* , получаемого из условия (14.9), недостаточно для определения рабочей точки на характеристиках турбины. Для этого нужно знать еще параметр частоты вращения $n\sqrt{T_r}$. Этот параметр, как будет показано в подразд. 14.3, определяется из условий совместной работы турбины и компрессора. Анализ этих условий показывает, что при $F_{кр} = \text{const}$ параметр частоты вращения сохраняется практически постоянным. В таком случае режим работы турбины при всех режимах работы двигателя остается подобным. Следовательно, сохраняются также постоянными параметры $G_r \sqrt{T_r} / p_r^*$ и η_t^* . Эти условия выполняются достаточно точно и при программе регулирования (14.1) или (14.2), если $F_{кр}$ изменяется незначительно. В тех же случаях, когда $F_{кр}$, а соответственно и π_t^* изменяются более существенно, η_t^* определяют по характеристикам турбины (по известным π_t^* и $n\sqrt{T_r}$). Параметр же расхода $G_r \sqrt{T_r} / p_r^*$, как указывалось в теории газовых турбин, можно принимать постоянным и при изменении режима работы турбины, до тех пор пока относительная

плотность тока в сопловом аппарате ее первой ступени остается постоянной, т. е. практически на всех рабочих режимах двигателя.

В двухвальной ТРД при условиях критических или близких к ним перепадов давлений в сопловых аппаратах первых ступеней каскадов турбин и в нерегулируемом выходном сопле остаются неизменными как суммарная степень понижения давления турбины, так и степени понижения давления в каждом каскаде.

В двухвальной ТРД турбины между собой механически не связаны и могут иметь различные частоты вращения, поэтому единственным условием их совместной работы является равенство расходов газа. Записав это условие по отношению к минимальным сечениям сопловых аппаратов первых ступеней турбины высокого и низкого давлений и к критическому сечению выходного сопла $кр$, получим

$$F_{с.а.в} \frac{p_{с.а.в}^*}{\sqrt{T_r^*}} q(\lambda_{с.а.в}) = F_{с.а.н} \frac{p_{с.а.н}^*}{\sqrt{T_{твд}^*}} q(\lambda_{с.а.н}) = F_{кр} \frac{p_{кр}^*}{\sqrt{T_t^*}} q(\lambda_{кр}).$$

Из этого уравнения, принимая расширение газа в турбинах политропическим, а относительные плотности тока неизменными, получим следующие соотношения для определения степени понижения давления каждого каскада турбины:

$$\pi_{твд}^* = \frac{p_r^*}{p_{твд}^*} = \left(\frac{\sigma_{с.а.н} F_{с.а.н}}{\sigma_{с.а.в} F_{с.а.в}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}; \quad \pi_{тнд}^* = \frac{p_{твд}^*}{p_t^*} = \left(\frac{\sigma_{кр} F_{кр}}{\sigma_{с.а.н} F_{с.а.н}} \right)^{\frac{2n}{n+1}}. \quad (14.10)$$

Отсюда следует, что при принятых условиях [$q(\lambda_{с.а.в}) = \text{const}$; $q(\lambda_{с.а.н}) = \text{const}$ и $q(\lambda_{кр}) = \text{const}$] и при нерегулируемых площадях проходных сечений [$F_{с.а.в} = \text{const}$; $F_{с.а.н} = \text{const}$ и $F_{кр} = \text{const}$] независимо от возможного изменения частоты вращения и полной степени расширения газа в двигателе, степени понижения давления в турбинах высокого и низкого давлений, равно как и суммарная степень понижения давления турбины, сохраняются неизменными, т. е.

$$\pi_{твд}^* = \text{const}; \quad \pi_{тнд}^* = \text{const}; \quad \pi_{тс}^* = \pi_{твд}^* \pi_{тнд}^* = \text{const}.$$

В рассматриваемых условиях изменить $\pi_{твд}^*$ можно только изменением $F_{с.а.в}$ или $F_{с.а.н}$. При этом, как видно из (14.10), изменение $F_{с.а.в}$ приводит к изменению только $\pi_{твд}^*$ и к пропорциональному изменению $\pi_{тс}^* = \pi_{твд}^* \pi_{тнд}^*$. Изменение же $F_{с.а.н}$ при $F_{кр} = \text{const}$ приводит лишь к перераспределению степеней расширения между турбинами при $\pi_{тс}^* = \text{const}$. Наконец, при нерегулируемых сопловых аппаратах турбин изменение $F_{кр}$ приводит к изменению только $\pi_{тнд}^*$ и не оказывает влияния на $\pi_{твд}^*$.

Заметим, что, как и у одновального ТРД, у турбин высокого и низкого давлений ГТД двухвальных схем при критических и сверхкритических перепадах давлений в нерегулируемом выходном сопле

параметры частот вращения для каждой из турбин, т. е. $n_b/\sqrt{T_r^*}$, $n_k/\sqrt{T_{твд}^*}$, изменяются в небольших пределах. Поэтому сохраняются практически постоянными как КПД турбины в целом, так и КПД турбин высокого и низкого давлений в отдельности.

Для ТРДФ, когда между турбиной и выходным соплом имеется форсажная камера, уравнение (14.7) при сверхкритических перепадах давлений в первом сопловом аппарате турбины и в выходном сопле (если пренебречь расходом форсажного топлива) имеет вид

$$\frac{p_r^*}{p_r^*} \sqrt{\frac{T_{\phi}^*}{T_r^*}} = \frac{\sigma_{\phi,к} \sigma_{кр,ф} \mu F_{кр,ф}}{\sigma_{с,а} F_{с,а}}. \quad (14.11)$$

Отсюда следует, что

$$\pi_r^* = \frac{\sigma_{\phi,к} \sigma_{кр,ф}}{\sigma_{с,а} F_{с,а}} \mu F_{кр,ф} \frac{\sqrt{T_r^*/T_{\phi}^*}}{\sqrt{T_{\phi}^*/T_{\phi}^*}}, \quad (14.12)$$

и, как уже указывалось выше, условие $\pi_r^* = \text{const}$ при $F_{кр,ф} = \text{const}$ соответствует пропорциональности температур T_r^* и T_{ϕ}^* . Всякое отклонение от этого, например повышение T_{ϕ}^* для увеличения степени форсирования ТРДФ при $F_{кр,ф} = \text{const}$, приводит к изменению π_r^* (у двухвальных ТРД — $\pi_{тнд}$), и для сохранения $\pi_r^* = \text{const}$ требуется изменение площади $F_{кр,ф}$.

14.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ В ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ

При совместной работе трех элементов — компрессора, камеры сгорания и турбины, которые в совокупности принято называть *турбокомпрессором*, в системе одновального одноконтурного ТРД на установившихся режимах выполняются следующие условия:

1. Расход воздуха через компрессор G_v равен сумме расходов воздуха, поступающего в камеру сгорания $G_{к,с}$, отводимого от компрессора на охлаждение $G_{охл}$ и отбираемого на самолетные нужды $G_{отб}$, т. е. $G_v = G_{к,с} + G_{охл} + G_{отб}$.

Расход газа через турбину G_r равен сумме расходов воздуха на входе в камеру сгорания $G_{к,с}$ и секундного расхода топлива G_t , т. е. $G_r = G_{к,с} + G_t$.

Из совместного рассмотрения этих уравнений можно получить следующее соотношение:

$$G_r = G_{к,с} (1 + g_t) = (G_v - G_{охл} - G_{отб}) (1 + g_t) = G_v (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_t), \quad (14.13)$$

где $g_t = G_t/G_{к,с}$ — относительный расход топлива, подаваемый в основную камеру сгорания; $g_{охл} = G_{охл}/G_v$ — относительный расход воздуха, отводимый на охлаждение; $g_{отб} = G_{отб}/G_v$ — относительный расход воздуха, отбираемый на самолетные нужды.

Если приближенно считать, что $g_{отб} = 0$ и $g_{охл} = 0$, что близко к действительности, то

$$G_r = G_t + G_v \text{ и } g_t = G_t/G_v.$$

2. Мощность турбины N_t равна сумме мощностей, необходимых для вращения компрессора N_k , вспомогательных агрегатов $N_{агр}$ и преодоления трения в подшипниках $N_{тр}$, т. е.

$$N_t = N_k + N_{агр} + N_{тр}. \quad (14.14)$$

Если ввести в рассмотрение механический КПД

$$\eta_m = \frac{N_k}{N_t} = 1 - \frac{N_{агр} + N_{тр}}{N_t},$$

то уравнение равенства мощностей (14.14) примет вид

$$N_t \eta_m = N_k \text{ или } G_r L_t \eta_m = G_v L_k,$$

что в соответствии с уравнением расхода (14.13) приведет к следующему выражению баланса эффективных работ компрессора и турбины:

$$L_k = L_t \eta_m (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_t). \quad (14.15)$$

3. Полное давление перед турбиной p_r^* меньше полного давления за компрессором p_k^* за счет потерь полного давления в камере сгорания:

$$p_r^* = \sigma_{к,с} p_k^*. \quad (14.16)$$

4. Частота вращения компрессора равна частоте вращения турбины:

$$n_k = n_t. \quad (14.17)$$

Пользуясь соотношениями (14.13) — (14.17), можно получить систему уравнений, связывающих основные параметры компрессора, камеры сгорания и турбины при их совместной работе.

Уравнение равенства расходов (14.13) для сечения на входе в компрессор и критического сечения соплового аппарата первой ступени турбины можно записать в виде

$$m_b F_b \frac{p_b^*}{\sqrt{T_b^*}} q(\lambda_b) (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_t) = m_r F_{с,а} \frac{p_r^* \sigma_{с,а}}{\sqrt{T_r^*}} q(\lambda_{с,а}).$$

Принимая во внимание, что по условию (14.16) $p_r^* = \sigma_{к,с} p_k^* = \sigma_{к,с} p_b^* \pi_k^*$, после простых преобразований получим

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_b)} = A \sqrt{\frac{T_r^*}{T_b^*}}, \quad (14.18)$$

где

$$A = \frac{m_b F_b (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_t)}{m_r F_{с,а} q(\lambda_{с,а}) \sigma_{с,а} \sigma_{к,с}} = f(F_{с,а}). \quad (14.19)$$

Уравнение (14.18) выражает условие равенства расходов через компрессор и турбину. Оно устанавливает связь между π_k^* и $q(\lambda_b)$,

характеризующими режим работы компрессора, и отношением температур T_r^*/T_b^* , являющимся важнейшим параметром ГТД.

Пользуясь уравнением (14.18), можно нанести на характеристику компрессора (рис. 14.1) линии постоянных отношений температур T_r^*/T_b^* . При близких к критическим перепадах давлений в на регулируемом сопловом аппарате первой ступени турбины, т. е. при $F_{c.a} = \text{const}$, $q(\lambda_{c.a}) = \text{const}$, а также при $g_{отб} = \text{const}$ и $g_{охл} = \text{const}$

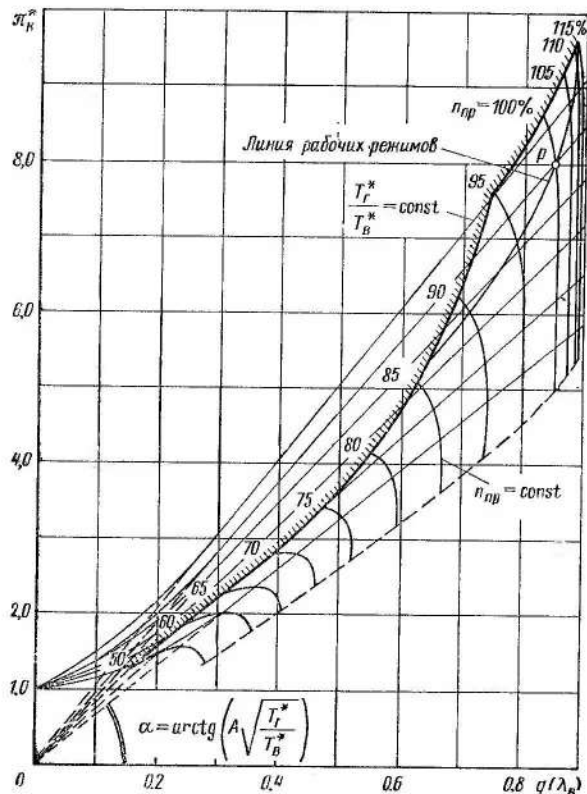


Рис. 14.1. Расположение на характеристике компрессора рабочей линии и линий $T_r^*/T_b^* = \text{const}$

коэффициент A в уравнении (14.18) можно принять постоянным. В этом случае, как следует из (14.18), линии $T_r^*/T_b^* = \text{const}$ на характеристике компрессора представляют собой прямые (лучи), проходящие через начало координат, причем углы наклона этих лучей увеличиваются с возрастанием T_r^*/T_b^* . Лишь в стендовых условиях или при очень малых числах M полета, когда при значительном снижении π_k^* значение $q(\lambda_{c.a})$ уменьшается, линии T_r^*/T_b^* вследствие увеличения коэффициента A искривляются и сходятся в точке $\pi_k^* = 1$.

Точки пересечения линий $T_r^*/T_b^* = \text{const}$ с линиями $n_{пр} = \text{const}$ определяют режимы работы компрессора, камеры сгорания и турбины при этом значении $n_{пр}$ и при заданном отношении температур T_r^*/T_b^* . Из рассмотрения этих точек пересечения следует, в частности, что при заданной частоте вращения повышение температуры T_r^* при $T_b^* = \text{const}$ (или уменьшение T_b^* при $T_r^* = \text{const}$) приближает режим компрессора к границе его устойчивой работы.

Но условие (14.18) при наличии линий $T_r^*/T_b^* = \text{const}$ на характеристике компрессора не позволяет еще определить, в какой точке характеристики будет работать компрессор при заданной частоте вращения, если температура T_r^* или T_r^*/T_b^* заранее неизвестны, т. е. оно не позволяет найти три независимые величины: π_k^* , $q(\lambda_b)$ и T_r^*/T_b^* .

Уравнение (14.15) баланса эффективных работ компрессора и турбины позволяет получить следующее соотношение:

$$\frac{k}{k-1} RT_b^* \frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*} = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{e_r^*}\right) \eta_r \eta_m (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_r) \quad (14.20)$$

или в более компактной записи

$$\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*} = C \frac{T_r^*}{T_b^*} \left(1 - \frac{1}{e_r^*}\right) \eta_r^*, \quad (14.21)$$

где

$$C = \frac{k_r}{k_r - 1} \frac{k - 1}{k} \eta_m (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_r);$$

$$e_k^* = \pi_k^{* \frac{k-1}{k}}; \quad e_r^* = \pi_r^{* \frac{k_r-1}{k_r}}.$$

Уравнение равенства частот вращения компрессора и турбины, представленное в параметрах подобия, дает

$$\frac{n_k}{V T_b^*} = \frac{n_r}{V T_r^*} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_b^*}}. \quad (14.22)$$

Для получения полной системы уравнений, определяющих совместную работу элементов турбокомпрессора, нужно к указанным уравнениям добавить еще уравнения, задающие характеристики компрессора, камеры сгорания и турбины.

Характеристика компрессора в общем случае может быть задана двумя уравнениями

$$\pi_k^* = f \left[\frac{n_k}{V T_b^*}; q(\lambda_b) \right]; \quad (14.23)$$

$$\eta_k^* = f \left[\frac{n_k}{V T_b^*}; q(\lambda_b) \right]. \quad (14.24)$$

Для камеры сгорания с высокой степенью точности можно принимать $\sigma_{к.с} = \text{const}$ на всех режимах работы двигателя.

Характеристика турбины с учетом того, что во всей практической области режимов работы двигателя можно принять $G_r \sqrt{T_r^*} / p_r^* = \text{const}$, может быть описана одним уравнением

$$\eta_r^* = f \left(\frac{n_r}{\sqrt{T_r^*}}; \pi_r^* \right). \quad (14.2)$$

Для ТРД, таким образом, получена система, состоящая из семи уравнений (14.9), (14.18), (14.21) — (14.25). Если принять условия $F_{с.а} = \text{const}$ и считать постоянными и заданными $g_{охл}$ и $g_{отб}$, указанная система содержит девять переменных величин: π_k^* ; $q(\lambda_{в})$

η_k^* ; π_r^* ; η_r^* ; $\frac{n_k}{\sqrt{T_k^*}}$; $\frac{n_r}{\sqrt{T_r^*}}$; $\frac{T_r^*}{T_b^*}$; $F_{кр}$. Две из числа переменных ве-

личин должны быть заданы. Только тогда могут быть определены все остальные параметры, характеризующие режим работы турбокомпрессора. Роль этих замыкающих условий играет программа регулирования двигателя.

Отсюда вытекает вывод о том, что ТРД, имеющий регулируемую площадь $F_{кр}$ и нерегулируемую проточную часть всех остальных элементов турбокомпрессора, в общем случае может регулироваться только по двум параметрам. Если задать программу регулирования ТРД в виде условия $n = n(T_b^*)$ и $T_r^* = T_r^*(T_b^*)$, что является более общим случаем по сравнению с программой регулирования (14.2), то тогда все переменные величины, входящие в указанную систему уравнений, могут быть определены как функции только температуры T_b^* . Именно этим доказывается, что в самом общем случае связь программы регулирования двигателя с внешними условиями осуществляется только через температуру T_b^* .

При $F_{кр} = \text{const}$ система замыкается только одним условием. В таком случае двигатель может регулироваться только по одному параметру. Это может быть в общем случае $n = n(T_b^*)$ или $T_r^* = T_r^*(T_b^*)$, а в частном случае $n = \text{const}$ или $T_r^* = \text{const}$.

При наличии между турбиной и критическим сечением сопла форсажной камеры вместо уравнения (14.9) следует пользоваться уравнением (14.12). Число уравнений при этом не изменяется, но добавляется новый параметр регулирования $T_{ф}^*$ (или $T_{ф}^*/T_b^*$). Возникает возможность регулирования двигателя по трем параметрам. Этому случаю соответствуют программы регулирования типа (14.1) и (14.1').

Наличие регулируемого соплового аппарата турбины добавляет еще одну степень свободы по переменным величинам, не увеличивая числа уравнений. Система уравнений приобретает четыре степени свободы, что позволяет осуществлять регулирование двигателя по четырем параметрам. В настоящее время из-за конструктивной сложности такие программы регулирования на практике не используются. В качестве независимого параметра можно принимать $g_{отб}$. Влияние $g_{отб}$ на характеристики ГТД будет рассмотрено в гл. 23.

Рассмотренная система уравнений не включает в себя параметры воздухозаборника и сверхзвукового сопла. Она составлена только для турбокомпрессорной части двигателя (от входа в компрессор до критического сечения сопла). Это объясняется тем, что характеристики и регулирование воздухозаборника и сверхзвуковой части сопла не оказывают влияния на режимы совместной работы элементов турбокомпрессора и на их относительные параметры (при сверхкритических перепадах в сопле). Учет параметров входного и выходного устройств производится на стадии расчета характеристик двигателя.

Рассмотренная система уравнений может быть решена аналитически (с использованием ЭВМ), если имеются аппроксимации для характеристик компрессора и турбины. При графическом задании этих характеристик используются графоаналитические методы, описываемые ниже.

Рассмотрим совместную работу компрессора, камеры сгорания и турбины при характерных для современных ГТД программах регулирования.

При программах регулирования, соответствующих $\pi_r^* = \text{const}$. Условие $\pi_r^* = \text{const}$, как указывалось, может иметь место при различных программах регулирования. У ТРДФ при применении программы регулирования (14.5) условие $\pi_r^* = \text{const}$ выполняется непосредственно. У ТРД оно является следствием применения программы регулирования (14.3), (14.4) и других, для которых $F_{кр} = \text{const}$. Это объясняется тем, что при $F_{кр} = \text{const}$ практически на большинстве эксплуатационных режимов работы ТРД выполняется условие $\pi_r^* = \text{const}$.

В рассматриваемом случае из уравнения (14.15), согласно которому

$$L_k = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{e_r^*} \right) \eta_r^* \eta_m (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_r), \quad (14.26)$$

следует, что для всех указанных программ регулирования температура газа перед турбиной изменяется пропорционально работе компрессора, т. е. выполняется условие

$$L_k / T_r^* = \text{const}. \quad (14.27)$$

Это же условие баланса работ, выраженное согласно формуле (14.21) через параметры компрессора, камеры сгорания и турбины, в данном случае может быть представлено уравнением

$$\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*} = B \frac{T_r^*}{T_b^*}, \quad (14.28)$$

где

$$B = C \left(1 - \frac{1}{e_r^*} \right) \eta_r^* = f(\pi_r^*) = \text{const}. \quad (14.29)$$

На установившихся режимах работы ТРД должны одновременно удовлетворяться как условие равенства расходов (14.18), так и

условие баланса работ (14.28). Решая совместно два указанных уравнения путем исключения из них T_r^*/T_b^* , после несложных преобразований найдем

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_b)} = \text{const} \sqrt{\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*}}, \quad (14.30)$$

где

$$\text{const} = A/\sqrt{B}.$$

Полученное выражение является уравнением линии совместных режимов работы компрессора, камеры сгорания и турбины при $\pi_t^* = \text{const}$. В него входят только величины, характеризующие режим работы компрессора и имеющиеся на его характеристике. При этом соотношение (14.30) не зависит от того, к какому компрессору относится эта его характеристика — регулируемому или нерегулируемому. Константа в уравнении (14.30) может быть определена непосредственно или из того условия, что линия совместных режимов работы должна проходить через какую-либо одну наперед заданную точку на характеристике компрессора.

Следовательно, используя уравнение (14.30), можно на характеристику компрессора нанести линию совместных режимов работы компрессора с другими элементами турбокомпрессора ТРД или ТРДФ на установившихся режимах для рассмотренных программ регулирования. Такие линии принято называть *линиями рабочих режимов (рабочими линиями)*. Нанесение рабочей линии на характеристику компрессора сводится к отысканию на каждой линии постоянных приведенных частот вращения точки, удовлетворяющей условию (14.30) (например, подбором), и последующему их соединению между собой.

Фундаментальным свойством рабочих линий, соответствующих условию $\pi_t^* = \text{const}$, является то, что они определяются только выбором исходной точки на характеристике компрессора (значением константы $A/\sqrt{B}$) и не изменяют своего расположения при любых изменениях атмосферных условий, скорости, высоты полета и частоты вращения двигателя, если не нарушаются принятые условия, при которых выведено уравнение (14.30).

На рис. 14.1 через расчетную точку p на характеристике компрессора проведена рабочая линия, построенная при условии $\pi_t^* = \text{const}$. Она для ТРД соответствует также условию $F_{кр} = \text{const}$. Рассмотрим, как влияет на расположение рабочих линий в поле характеристик компрессора изменение площади $F_{кр}$ у ТРД (рис. 14.2). С уменьшением $F_{кр}$ рабочая линия смещается в сторону границы устойчивых режимов компрессора. Это объясняется тем, что при каждой заданной частоте вращения меньшим значениям $F_{кр}$ соответствуют более низкие значения π_t^* , а следовательно, более высокие температуры газа перед турбиной и более высокие значения параметра T_r^*/T_b^* , необходимые для обеспечения условия (14.26) — равенства работ компрессора и турбины. Как видно из

рис. 14.2, изменением $F_{кр}$ можно менять расположение рабочей линии относительно границы устойчивых режимов компрессора. В частности, при увеличении $F_{кр}$ значительно увеличивается запас устойчивости компрессора и диапазон устойчивой работы двигателя с этим компрессором по $n_{пр}$, но при этом снижается температура T_r^* . Для удаления рабочей линии от границы устойчивости при сохранении неизменных значений температуры T_r^* необходимо одновременно увеличить площадь $F_{с.а.}$ для того, чтобы в соответствии с уравнением (14.9) обеспечить требуемые (более низкие) значения π_t^* .

При докритических перепадах давлений в выходном сопле и при условии $F_{кр} = \text{const}$ степень расширения газа в турбине не остается постоянной, а увеличивается с ростом числа M полета. В результате этого линии рабочих режимов для докритических перепадов давлений в выходном сопле при разных числах M полета получают различные. Примерный характер их расположения показан на рис. 14.2 штриховыми линиями. Чем больше число M полета, тем выше $\pi_{вх}$ и тем при меньших значениях π_k^* перепад давлений в выходном сопле достигает критического значения. Следовательно, тем ниже происходит ответвление штриховых линий от сплошной линии, соответствующей сверхкритическим перепадам давлений в сопле.

При программах регулирования, включающих условие $\pi_t^* = \text{const}$, рабочая линия во всем эксплуатационном диапазоне режимов практически является единственной, так как в указанном диапазоне перепады давлений в сопле являются сверхкритическими. В таких случаях, очевидно, рабочая точка на рабочей линии определяется заданием только одного параметра турбокомпрессора. Это может быть $n_{пр}$, π_k^* , $q(\lambda_b)$ или T_r^*/T_b^* . Удобство использования того или иного параметра подобно для определения рабочей точки зависит от принятой программы регулирования. Для случая $n =$

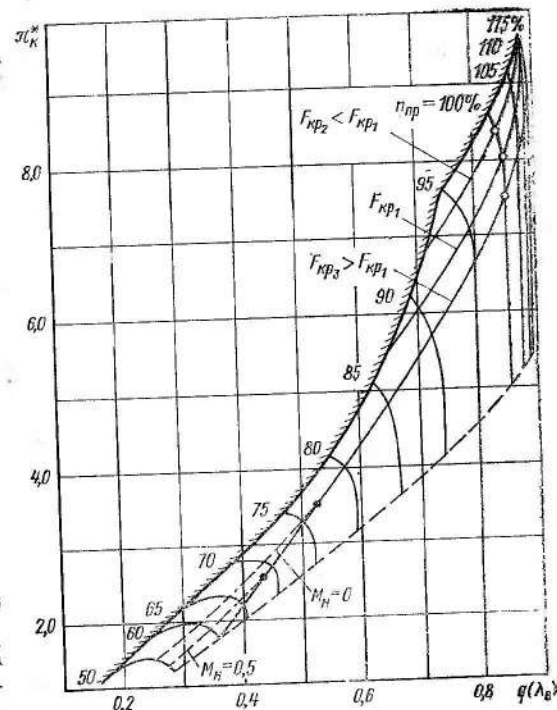


Рис. 14.2. Линии рабочих режимов при различных значениях $F_{кр}$

$= \text{const}$; $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ наиболее удобно определять рабочие точки характеристике компрессора по параметру $n_{\text{пр}}$, так как в данном случае $n_{\text{пр}}$ однозначно определяется по $T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}}^*$. При программе регулирования $T_{\text{г}}^* = \text{const}$; $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ рабочая линия на характеристике компрессора остается той же, что и при программе $n = \text{const}$; $\pi_{\tau}^* = \text{const}$. Но поскольку с изменением режима полета ($T_{\text{н}}^*$) частота вращения n в этом случае меняется, рабочие точки будут другими.

В этом случае удобнее для определения рабочих точек предварительно нанести на характеристику компрессора линии $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^* = \text{const}$, так как для каждого заданного режима полета в этом случае значение $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$ известно и рабочая точка определяется пересечением соответствующего луча $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^* = \text{const}$ с рабочей линией. Другой способ решения этой задачи — предварительное построение вспомогательного графика зависимости $\pi_{\text{к}}^*/q(\lambda_{\text{в}})$ по $n_{\text{пр}}$ для всей рабочей линии. Тогда, пользуясь уравнением (14.18), находят по известному значению $T_{\text{г}}^*/T_{\text{в}}^*$ параметр $\pi_{\text{к}}^*/q(\lambda_{\text{в}})$ и по вспомогательному графику — $n_{\text{пр}}$. Найденная $n_{\text{пр}}$ позволяет найти рабочую точку на имеющейся рабочей линии и определить все остальные параметры турбокомпрессора и частоту вращения ротора n .

При построении дроссельных характеристик ТРД для условий $F_{\text{кр}} = \text{const}$ опять используется указанная рабочая линия, так как при сверхкритических перепадах давлений в сопле и в этом случае $\pi_{\tau}^* = \text{const}$. Рабочая точка определяется здесь заданием режима полета ($T_{\text{н}}^* = T_{\text{к}}^*$) и n , которые в совокупности дают значение $n_{\text{пр}}$.

Для повышения точности расчетов и удобства анализа, как показывает практика, удобно после получения рабочей линии построить вспомогательные графики изменения основных параметров турбокомпрессора от приведенной частоты вращения ротора и дальнейших расчетах характеристик двигателя пользоваться этими графиками.

Наиболее важное значение для построения характеристик двигателя и их анализа имеют зависимости от $n_{\text{пр}}$ параметров $\eta_{\text{к}}$, $q(\lambda_{\text{в}})$ и $\pi_{\text{к}}^*$, а также запаса устойчивости $\Delta K_{\text{у}}$. Помимо этого очень важно знать относительное изменение работы компрессора вдоль рабочей линии — при $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ согласно условию (14.27) оно определяет относительное изменение температуры газа перед турбиной. Указанные зависимости имеют исключительно важное значение также для выявления опасных и нежелательных режимов работы двигателя (недостаточный запас устойчивости компрессора, превышение допустимой температуры газа перед турбиной, превышение допустимой частоты вращения и т. д.).

Как показали исследования, расположение рабочих линий на характеристике компрессора и изменение указанных выше параметров вдоль рабочих линий существенно зависят от способа регулирования компрессора и его расчетной степени повышения давления $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$, а также от программы регулирования двигателя.

На рис. 14.3 даны характеристики нерегулируемых компрессоров, соответствующие $\pi_{\text{к},\text{р}}^* = 4$ и 10, с нанесенными рабочими линиями

или при $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$; $T_{\text{г}}^* = \text{const}$. Как видно, они сильно различаются как взаимным расположением, так и особенно наклоном по отношению к границам помпажа и запираания компрессора. При низких значениях $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$ рабочие линии удаляются от границы помпажа при снижении $n_{\text{пр}}$ и достигают границы запираания компрессора (рис. 14.3, а), в то время как при высоких значениях $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$ происходит быстрое снижение запаса устойчивости компрессора при уменьшении $n_{\text{пр}}$ и рабочие линии пересекают границу устойчивой работы (рис. 14.3, б).

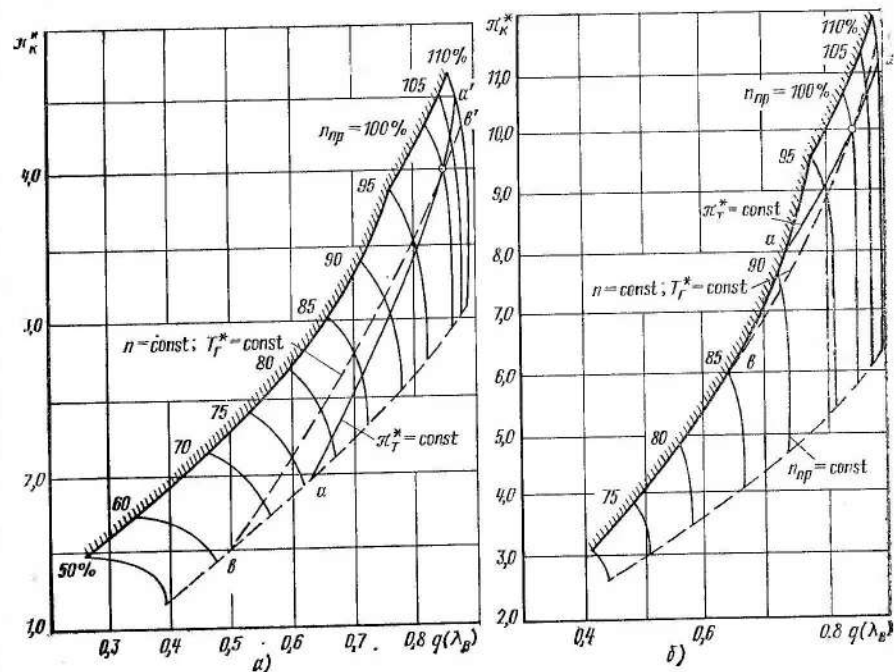


Рис. 14.3. Линии рабочих режимов на характеристиках нерегулируемых компрессоров при программах регулирования $\pi_{\tau}^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$; $T_{\text{г}}^* = \text{const}$:

а — при $\pi_{\text{к},\text{р}}^* = 4,0$; б — при $\pi_{\text{к},\text{р}}^* = 10$

Следовательно, для двигателей с нерегулируемыми компрессорами и при отсутствии регулирования проходных сечений турбины и сопла наиболее существенным фактором, влияющим на протекание рабочей линии в поле характеристик компрессора, является его напорность, т. е. уровень $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$. Чем выше $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$, тем быстрее рабочая линия приближается к границе помпажа при уменьшении $n_{\text{пр}}$. Это объясняется двумя факторами.

С одной стороны, $\pi_{\text{к},\text{р}}^*$ влияет на протекание самой рабочей линии, построенной в относительных координатах, т. е. на зависимость $\pi_{\text{к}}^* = f[q(\lambda_{\text{в}})]$, где $\pi_{\text{к}}^* = \pi_{\text{к}}^*/\pi_{\text{к},\text{р}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в}}) = q(\lambda_{\text{в}})/q(\lambda_{\text{в}})_{\text{р}}$. Дей-

ствительно, если для простоты анализа принять в уравнении (14.30) $\eta_k^* = \text{const}$ и при этом условии построить рабочие линии в указанных относительных координатах для разных $\pi_{к.р}^*$ (рис. 14.4, а), как видно, они будут располагаться тем ближе, чем выше $\pi_{к.р}^*$. К этому выводу мы приходим без каких-либо предположений о свойствах компрессора и его типе (кроме условия $\eta_k^* = \text{const}$). Вывод связан только лишь со структурой уравнения (14.30). Расхождение ступеней в реальном компрессоре и связанное с этим снижение η_k^* только усиливает указанное свойство протекания рабочих линий.

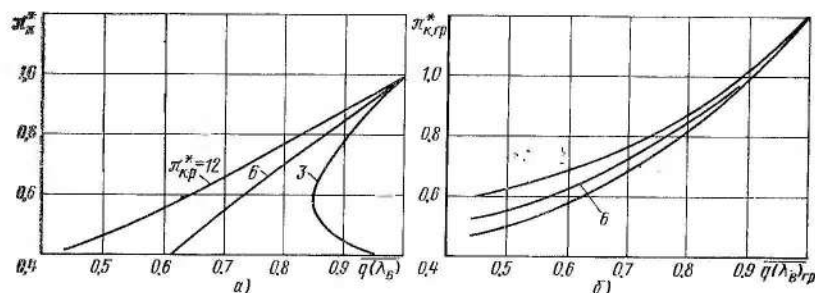


Рис. 14.4. Сравнение протекания линий рабочих режимов (а) и границ устойчивости компрессора (б) при различных $\pi_{к.р}^*$

С другой стороны, крутизна протекания границы устойчивой работы компрессора в тех же координатах, как показывает анализ опытных данных (рис. 14.4, б), увеличивается при возрастании $\pi_{к.р}^*$. Это объясняется рассогласованием ступеней компрессора при уходе от расчетного режима, которое оказывается тем значительнее, чем выше $\pi_{к.р}^*$.

В результате влияния указанных факторов у высоконапорных нерегулируемых компрессоров при уменьшении $n_{пр}$ происходит сближение линий рабочих режимов и границы помпажа и тем больше, чем выше $\pi_{к.р}^*$. Это означает, в свою очередь, что при увеличении числа M полета диапазон устойчивой работы по $n_{пр}$ у высоконапорных нерегулируемых компрессоров резко сокращается при увеличении $\pi_{к.р}^*$, тогда как у низконапорных компрессоров он может не иметь ограничения при $\bar{n}_{пр} < 1$.

На рис. 14.5 показано относительное изменение КПД $\bar{\eta}_k^* = \eta_k^*/\eta_{к.р}^*$ и относительной плотности тока на входе в компрессор $q(\lambda_B)$ в зависимости от относительной приведенной частоты вращения $\bar{n}_{пр} = n_{пр}/n_{пр.р}$. Графики построены для рабочих линий, соответствующих конкретным нерегулируемым компрессорам с различными $\pi_{к.р}^*$ при $\pi_{т.р}^* = \text{const}$. При программе регулирования $n = \text{const}$ $T_{т.р}^* = \text{const}$ качественный характер этих зависимостей сохраняется примерно таким же.

Эти графики подтверждают, что у двигателей с более высокими значениями $\pi_{к.р}^*$ относительная плотность тока на входе в компрессор падает более интенсивно с уменьшением $\bar{n}_{пр}$. В результате при одинаковом относительном снижении окружных скоростей у всех ступеней происходит более резкое увеличение углов атаки на лопатках первых ступеней компрессора. Это приводит к уменьшению запаса устойчивости и КПД первых ступеней и, в частности, вызывает быстрое приближение рабочей линии к границе устойчивых режимов (см. рис. 14.3, б). Последние ступени при этом переходят на пониженные углы атаки, что вызывает снижение их КПД и напорности. В результате возникает рассогласование в работе первых и последних ступеней при отклонении режима работы компрессора от расчетного, тем более значительное, чем выше $\pi_{к.р}^*$.

Характер протекания $\bar{\eta}_k^*$ в зависимости от $\bar{n}_{пр}$ вдоль линии рабочих режимов, как видно из рис. 14.5, подтверждает сказанное. Вначале при малом отклонении $\bar{n}_{пр}$ от расчетной рассогласование ступеней еще невелико и наблюдаемое некоторое повышение $\bar{\eta}_k^*$ объясняется снижением чисел M в потоке газа, обтекающем лопатки, при уменьшении $\bar{n}_{пр}$. Более значительное снижение $\bar{n}_{пр}$ приводит уже к заметному рассогласованию работы первых и последних ступеней, что вызывает снижение $\bar{\eta}_k^*$, тем более значительное, чем выше $\pi_{к.р}^*$. Этот вопрос применительно к оптимальным режимам работы осевого компрессора был подробно рассмотрен в гл. 4.

На рис. 14.6 показан характер изменения по $\bar{n}_{пр}$ запаса устойчивости компрессора ΔK_y (при $\Delta K_{y,расч} = 10\%$). Значения ΔK_y подсчитаны по известной формуле (4.22)

$$\Delta K_y = \left(\frac{[\pi_{к.р}^*/q(\lambda_B)]_г}{[\pi_{к.р}^*/q(\lambda_B)]_{раб}} - 1 \right) 100\%,$$

где отношение $[\pi_{к.р}^*/q(\lambda_B)]_г$ соответствует границе устойчивых режимов, а отношение $[\pi_{к.р}^*/q(\lambda_B)]_{раб}$ взято на рабочей линии при той

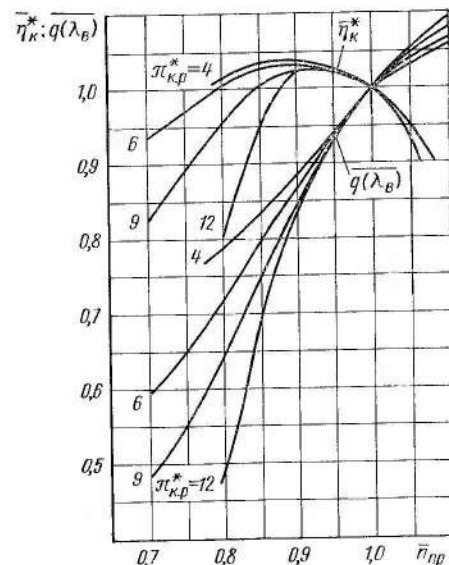


Рис. 14.5. Изменение $\bar{\eta}_k^*$ и $q(\lambda_B)$ нерегулируемых компрессоров вдоль линии рабочих режимов, соответствующих $\pi_{т.р}^* = \text{const}$, при различных $\pi_{к.р}^*$

же приведенной частоте вращения. Как видно, характер изменения ΔK_y у нерегулируемых компрессоров вдоль линии рабочих режимов при рассматриваемых программах регулирования существенно зависит от $\pi_{к,р}^*$. При малых $\pi_{к,р}^*$ ($\pi_{к,р}^*=4$) происходит быстрое снижение ΔK_y при $\bar{n}_{пр} > 1$ и в точке β уже при $\bar{n} \approx 1,1$ наступает

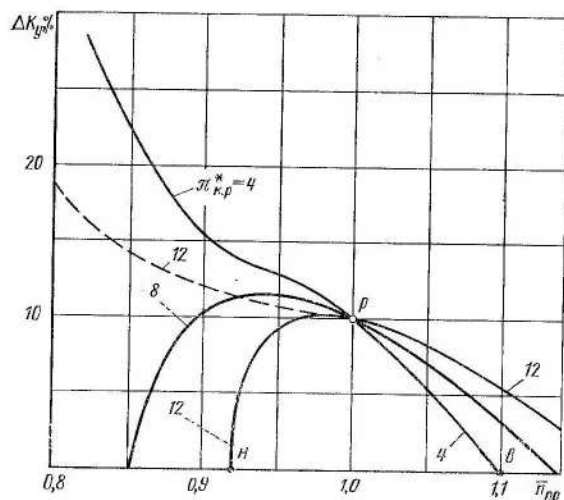


Рис. 14.6. Изменение ΔK_y вдоль линии рабочих режимов нерегулируемых компрессоров при различных $\pi_{к,р}^*$

«верхний срыв», но в области режимов, соответствующих $\bar{n}_{пр} < 1$, ΔK_y в этом случае возрастает. При высоких $\pi_{к,р}^*$ ($\pi_{к,р}^*=12$) наблюдается обратная картина. Значение ΔK_y в этом случае весьма быстро снижается при $\bar{n}_{пр} < 1$, и в точке α наступает «нижний срыв». В области же $\bar{n}_{пр} > 1$ в диапазоне изменения частот вращения $n_{пр}$, возможных в условиях эксплуатации ($\bar{n}_{пр \max} < 1,15$), ΔK_y обычно не снижается до нуля. При средних значениях $\pi_{к,р}^*$ возможно появление как верхнего, так и нижнего помпажа (или срыва).

На рис. 14.7 показано изменение относительной работы компрессора $\bar{L}_к$ и равной ей по значению $\bar{T}_г^* = T_{г,р}^*/T_{г,р}$ в зависимости от температуры $T_{в}^*$ для программ регулирования, соответствующих условию $\pi_{т} = \text{const}$. Ранее отмечалось, что при $n = \text{const}$ режим работы турбокомпрессора однозначно задается только одной величиной — температурой $T_{в}^*$. Это объясняется тем, что заданием $T_{в}^*$ при $n = \text{const}$ определяется $n_{пр}$. Следовательно, изменение числа M полета, высоты полета и атмосферных условий может оказать влияние на режим работы турбокомпрессора в этом случае только в связи с изменением температуры $T_{в}^*$ ($T_{Н}^*$). Если $T_{в}^*$ не изменя-

ется, то режимы работы рассматриваемых элементов двигателя при $\pi_{т} = \text{const}$ сохраняются подобными, а все относительные их параметры — неизменными.

Как следует из рис. 14.7, у нерегулируемых компрессоров с низкими значениями $\pi_{к,р}^*$ работа компрессора уменьшается при увеличении температуры $T_{в}^*$. Следовательно, в этих случаях темпера-

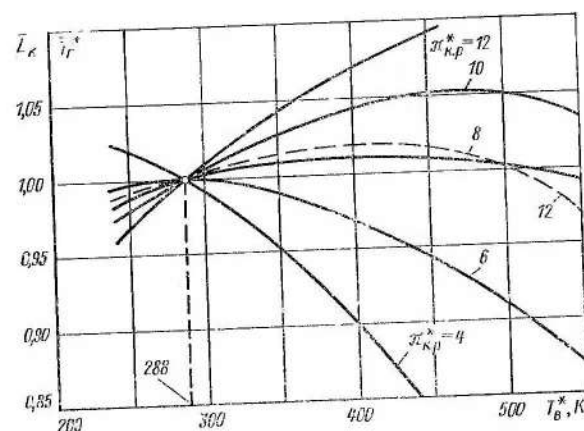


Рис. 14.7. Изменение $\bar{L}_к = \bar{T}_г^*$ вдоль линии рабочих режимов, соответствующих $\pi_{т}^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$, при различных $\pi_{к,р}^*$

тура $T_{г}^*$ будет снижаться при увеличении числа M полета и при уменьшении высоты полета от 11 до 0 км. Снижение температуры $T_{г}^*$ будет иметь место также при возрастании температуры окружающего воздуха.

У нерегулируемых компрессоров с высокими $\pi_{к,р}^*$ наблюдается обратная картина. С уменьшением $n_{пр}$ значение $\bar{L}_к$ у них несколько увеличивается (см. кривые для $\pi_{к,р}^*=10$ и 12 на рис. 14.7). Следовательно, для условия $n = \text{const}$ в этом случае при снижении $n_{пр}$ температура $T_{г}^*$ будет увеличиваться или же потребуются уменьшение частоты вращения для выполнения условия $T_{г}^* = \text{const}$. При средних значениях $\pi_{к,р}^*$ (порядка 7—8) в широком диапазоне изменения $T_{в}^*$ при $n = \text{const}$ значение $\bar{L}_к$ изменяется сравнительно мало. Такой характер изменения $\bar{L}_к$ (а, следовательно, и $T_{г}^*$) от $T_{в}^*$ (или от $\bar{n}_{пр}$) можно объяснить характером изменения осевых скоростей по ступеням осевого компрессора.

Повышение $T_{в}^*$ при $n = \text{const}$ приводит к увеличению скорости воздуха за компрессором, а следовательно, к росту c_a в ряде его последних ступеней, и в то же время к уменьшению скоростей c_a на первых ступенях.

Увеличение скорости c_k за компрессором следует непосредственно из уравнения расхода для камеры сгорания — между сечениями

к и с.а. Пренебрегая различием в теплоемкостях и принимая $q(\lambda_{с.а})=1$, получим $F_k \frac{q(\lambda_k)}{\sqrt{T_k^*}} = F_{с.а} \frac{\sigma_{с.а} \sigma_{к.с}}{\sqrt{T_r^*}}$.

Для рассматриваемых программ регулирования изменение T_r составляет всего несколько процентов, т. е. $T_r^* \approx \text{const}$, поэтому увеличение T_k^* , вызываемое повышением T_b^* , приводит к росту $q(\lambda_k)$ и c_k . Уменьшение при этом скорости c_b на входе в компрессор вызвано тем, что увеличение T_b^* приводит к снижению $\pi_{к,р}^*$, согласно

уравнению расхода для сечений в и к $c_b/c_k = \text{const } \pi_{к,р}^{\frac{1}{n}}$. Чем выше $\pi_{к,р}^*$, тем интенсивнее снижается скорость c_b и параметр $q(\lambda_b)$ при увеличении T_b^* (уменьшении $n_{пр}$), как это видно на рис. 14.5.

Увеличение осевых скоростей c_a при $n = \text{const}$, как известно, вызывает снижение эффективных работ ступеней, а их уменьшение приводит к возрастанию $L_{ст}$. При низких $\pi_{к,р}^*$ увеличение T_b^* ведет к возрастанию c_a в большей части ступеней и, как следствие, $L_k = \sum L_{ст}$ уменьшается. При средних значениях $\pi_{к,р}^*$ снижение $L_{ст}$ в последних ступенях из-за увеличения c_a компенсируется ростом $L_{ст}$ в первых ступенях вследствие уменьшения c_a , в результате чего $L_k \approx \text{const}$. При высоких $\pi_{к,р}^*$ определяющее влияние на L_k оказывает увеличение $L_{ст}$ первых ступеней из-за более интенсивного снижения на них скоростей c_a , в результате чего L_k при увеличении T_b^* возрастает, несмотря на снижение работы последних ступеней.

При программе регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$. Для поддержания $T_r^* = \text{const}$ при условии $n = \text{const}$ в общем случае требуется осуществлять изменение π_t^* соответствующим регулированием площади $F_{кр}$ (или температуры $T_{ф}^*$). Режимы совместной работы элементов турбокомпрессора при этой программе регулирования, как указывалось, могут быть легко определены, если имеется характеристика компрессора с нанесенными на нее линиями $T_r^*/T_b^* = \text{const}$. В этом случае рабочая линия определяется по точкам пересечения линий $T_r^*/T_b^* = \text{const}$ с линиями $n_{пр} = \text{const}$. Рабочая линия для программы регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ может быть нанесена на характеристику компрессора и при отсутствии заранее построенных линий $T_r^*/T_b^* = \text{const}$. Для этой цели нужно воспользоваться уравнением (14.18), заменив в нем температуру T_b^* приведенной частотой вращения из соотношения $n_{пр} = n \sqrt{288/T_b^*}$. Тогда

$$\frac{\pi_{к,р}^*}{q(\lambda_b)} = \frac{A}{n} \sqrt{\frac{T_r^*}{288}} n_{пр} = \text{const } n_{пр}. \quad (14.31)$$

Величины T_r^* и n в (14.31) в данном случае являются заданными. Константа в уравнении (14.31) может быть определена из условия прохождения рабочей линии через какую-либо наперед за-

данную точку на характеристике компрессора. Далее можно определить геометрическое место точек на характеристике компрессора удовлетворяющих условию (14.31). Соединяя между собой эти точки, получим линию совместных режимов работы компрессора, газовой сгорания и турбины в системе ТРД или ТРДФ при программе регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$.

Если построить рабочие линии при программах регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$; $\pi_t^* = \text{const}$ для одной и той же начальной точки на характеристике переуправляемого компрессора, то при средних значениях $\pi_{к,р}^*$ они практически совпадут, а их взаимное расположение на характеристике компрессора при больших $\pi_{к,р}^*$ и при малых $\pi_{к,р}^*$ будет таким, как было показано на рис. 14.3. При $\pi_{к,р}^* = 4$ линия bb' , соответствующая программе регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$, при $n_{пр} < 1$ располагается выше линии aa' , построенной для условия $\pi_t^* = \text{const}$. При $\pi_{к,р}^* = 10$ взаимное расположение указанных линий изменяется на обратное. Такое взаимное расположение линий aa' по отношению к линиям bb' объясняется характером изменения работы компрессора (температуры T_r^*) при условии $\pi_t^* = \text{const}$ (см. рис. 14.7). Например, у ТРД с $\pi_{к,р}^* = 10$ при $n = \text{const}$ и $F_{кр} = \text{const}$ значения L_k и T_r^* увеличиваются с уменьшением $n_{пр}$ (увеличением T_b^*). Для выполнения условия $T_r^* = \text{const}$ при $n = \text{const}$ в этом случае при заданном значении $n_{пр} < 100\%$ рабочая точка должна соответствовать пересечению линии $n_{пр} = \text{const}$ с лучом $T_r^*/T_b^* = \text{const}$, имеющим меньший угол наклона с осью $q(\lambda_b)$. По указанной причине линия bb' в рассматриваемом диапазоне $n_{пр}$ располагается ниже линии aa' (см. рис. 14.3, б). При $\pi_{к,р}^* = 4$ получается обратная картина (см. рис. 14.3, а).

Следует заметить, что для программы регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ линия рабочих режимов (как и для случая $\pi_t^* = \text{const}$) для заданной исходной точки на характеристике компрессора является единственной, поэтому и здесь режим работы турбокомпрессора определяется только приведенной частотой вращения. Если построить зависимости параметров $q(\lambda_b)$, $\pi_{к,р}^*$, L_k и ΔK_y от $n_{пр}$, они по абсолютным значениям будут несколько отличаться от аналогичных зависимостей, представленных на рис. 14.5—14.7. Но это различие (даже для высоких и низких значений $\pi_{к,р}^*$) будет небольшим и качественный характер протекания этих зависимостей останется таким же, как и для случая $\pi_t^* = \text{const}$.

Если при заданном режиме полета осуществлять дросселирование двигателя не при условии $F_{кр} = \text{const}$, а при условии $T_r^*/n^2 = \text{const}$, то построенная по уравнению (14.31) рабочая линия будет действительна и для этого случая. Это следует из того, что при $T_r^*/n^2 = \text{const}$, как и при условии $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$, константа в уравнении (14.31) не изменяется.

Построив любым из указанных способов линию рабочих режимов для программы регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (или

$T_r^*/n^2 = \text{const}$), можно далее определить требуемые степени расширения турбины $\pi_{т}^* = f(n_{пр})$ и соответствующие им значения $F_{кр} = f(n_{пр})$. Значения $\pi_{т}^*$ (по $e_{т}^*$) определяются из формулы (14.2). При этом, если $\pi_{т}^*$ изменяется мало, то $\eta_{т}^*$ можно принимать в первом приближении постоянным. При значительных изменениях

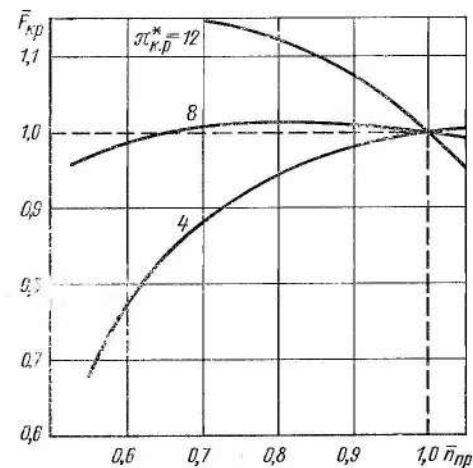


Рис. 14.8. Потребное изменение $\bar{F}_{кр}$ по $\bar{n}_{пр}$ для осуществления программы регулирования $T_r^*/n^2 = \text{const}$ при различных значениях $\pi_{кр,р}^*$ нерегулируемого компрессора

$= \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ при различных значениях $\pi_{кр,р}^*$. Как видно, для осуществления этой программы регулирования нужно у двигателя с малыми $\pi_{кр,р}^*$ уменьшать $F_{кр}$ при снижении $n_{пр}$ (т. е. при увеличении T_b^*), а у двигателей с большими $\pi_{кр,р}^*$ увеличивать $F_{кр}$ при тех же условиях. Для двигателей со средними значениями $\pi_{кр,р}^*$ можно практически иметь $T_r^* = \text{const}$ при $n = \text{const}$ в довольно широком диапазоне $n_{пр}$ без регулирования $F_{кр}$.

Следует заметить, что у регулируемых компрессоров потребная на их вращение работа в значительной степени зависит от характера регулирования компрессора. Поэтому характер изменения T_r^* от T_b^* при $n = \text{const}$ у них может получаться существенно отличным от изображенного на рис. 14.7. Значительное различие будет и в зависимостях ΔK_y от $n_{пр}$. Например, у компрессоров, имеющих регулирование группы первых ступеней, в которых при уменьшении $n_{пр}$ происходит прикрытие лопаток регулируемых направляющих аппаратов, суммарная работа компрессора, а следовательно, и $\bar{L}_k$ даже при очень высоких значениях $\pi_{кр,р}^*$ может сохраняться почти постоянной при увеличении T_b^* (см. штриховую линию на рис. 14.7). Это объясняется снижением относительной работы груп-

пы регулируемых ступеней вследствие создания спутной закрутки воздуха прикрытием лопаток направляющих аппаратов, несмотря на снижение коэффициентов расхода этих ступеней. Снижение же ΔK_y в этом случае не будет происходить при уменьшении $n_{пр}$ (см. рис. 14.6).

14.4. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ В ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ

Условия совместной работы компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания и турбины высокого давления в принципе ничем не отличаются от условий совместной работы элементов турбокомпрессора обычного одновального ТРД. Они определяются условиями (14.13) — (14.17). При этом из условий (14.13) и (14.16) может быть получено выражение, аналогичное (14.18), а именно:

$$\frac{\pi_{квд}^*}{q(\lambda_{вд})} = A \sqrt{\frac{T_r^*}{T_{вд}^*}}, \quad (14.32)$$

где

$$A = \frac{m_b F_{вд} (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_c)}{m_r F_{с.а.в} q(\lambda_{с.а.в}) \sigma_{с.а.в} \sigma_{к.с.}}$$

Уравнение (14.32) отличается от (14.18) только тем, что параметры на входе в турбокомпрессор (в сечении $в$) всюду заменены на параметры на входе в КВД (в сечении $вд$, рис. 13.2) и вместо λ_k^* входит $\pi_{квд}^*$. Кроме того, индексы «с.а» заменены индексами «с.а.в», обозначающими критическое сечение соплового аппарата турбины высокого давления. При условиях $g_{охл} = \text{const}$ и $g_{отб} = \text{const}$ и при сверхкритическом перепаде давлений в первом сопловом аппарате турбины высокого давления очевидно, что $A = \text{const}$.

Из условия баланса мощностей компрессора и турбины высокого давления по аналогии с (14.28) легко получить следующее уравнение:

$$\frac{e_{квд}^* - 1}{\eta_{квд}^*} = B \frac{T_r^*}{T_{вд}^*}, \quad (14.33)$$

где

$$B = C \left(1 - \frac{1}{e_{квд}^*} \right) \eta_{квд}^*.$$

Как видно, и в этом уравнении лишь изменены индексы в соответствии с изменением рассматриваемых сечений и наименований компрессора и турбины «КВД» вместо «к», «ТВД» вместо «т» и «вд» вместо «в». Причем, в случае постоянства $q(\lambda_{с.а.в})$ и соответственно $\pi_{твд}^*$ и при условии $g_{охл} = \text{const}$ и $g_{отб} = \text{const}$ величина B в (14.33) является константой.

Совместное решение уравнений (14.32) и (14.33) с учетом указанных условий дает следующее уравнение линии рабочих режимов на характеристике КВД:

$$\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} = \text{const} \sqrt{\frac{e_{\text{КВД}}^* - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*}}, \quad (14.34)$$

где

$$\text{const} = A/\sqrt{B}.$$

Как видно, уравнение (14.34) имеет такой же вид, как и уравнение (14.30), выражающее условие совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины в одновальном ТРД при сверхкритических перепадах давления в нерегулируемом выходном сопле. Поэтому все замечания относительно расположения рабочей линии на характеристике компрессора и относительно изменения параметров компрессора вдоль этой линии при различных $\pi_{\text{к.р.}}^*$, выказанные в подразд. 14.3, в равной мере относятся и к турбоком-

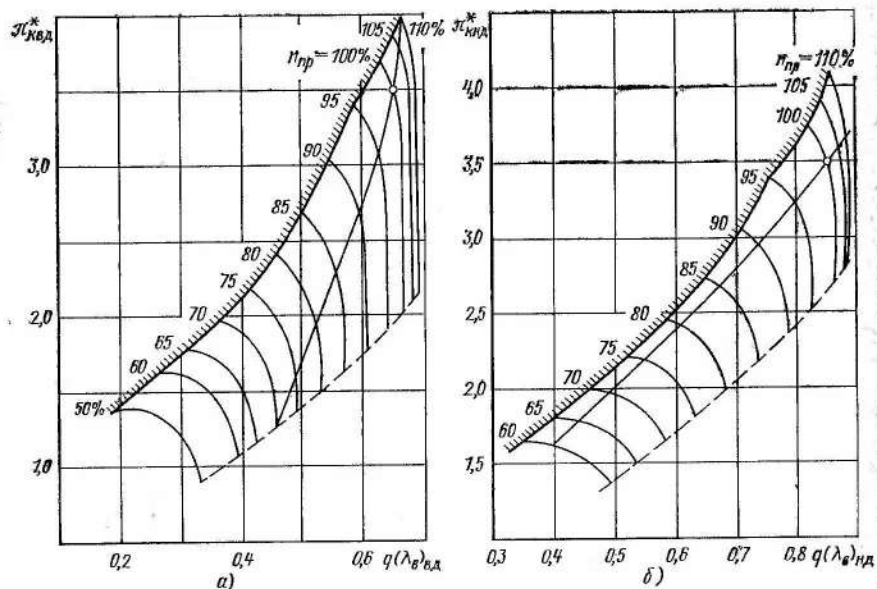


Рис. 14.9. Расположение рабочих линий на характеристиках КВД (а) и КНД (б) двухвального ТРД

прессору высокого давления двухвальных ГТД. При этом влияние компрессора низкого давления (КНД) на работу турбокомпрессора высокого давления возможно только за счет изменения температуры $T_{\text{ввд}}^*$ и аналогично влиянию изменения температуры заторможенного потока $T_{\text{в}}^*$ на турбокомпрессор одновального ТРД.

В частности, поскольку степени повышения давления в КВД у двухвальных ТРД невелики ($\pi_{\text{кв}}^* = 12 \dots 20$ при $\pi_{\text{КВД}}^* \leq 3 \dots 5$), то для линии рабочих режимов турбокомпрессора высокого давления характерно ее удаление от границы устойчивых режимов при уменьшении приведенной частоты вращения, как показано на рис. 14.9, а. При этом, как и у одновального ТРД с низкими значениями $\pi_{\text{к.р.}}^*$, с уменьшением $n_{\text{пр}}$ при $n_{\text{в}} = \text{const}$ работа компрессора, а следовательно, и температура $T_{\text{г}}^*$ уменьшаются. Для сохранения же постоянства температуры $T_{\text{г}}^*$ с увеличением температуры $T_{\text{в}}^*$ требуется в данном случае некоторое увеличение частоты вращения ротора высокого давления.

Изменение площади критического сечения выходного сопла практически не влияет на расположение линии рабочих режимов на характеристике КВД. Это объясняется тем, что изменение $F_{\text{кр}}$, как следует из (14.10), оказывает влияние только на $\pi_{\text{тнд}}^*$, параметры же $\pi_{\text{твд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{с.в.}})$ либо совсем не изменяются, либо изменяются незначительно. Кроме того, в отличие от одновальных ТРД, у двухвальных ТРД изменение $F_{\text{кр}}$ при $n_{\text{в}} = \text{const}$ очень слабо влияет на $T_{\text{г}}^*$. Это объясняется тем, что при изменении $F_{\text{кр}}$ вследствие постоянства $\pi_{\text{твд}}^*$ и неизменном расположении рабочей линии на характеристике КВД изменение режима работы турбокомпрессора высокого давления в данном случае возможно лишь в результате изменения $T_{\text{ввд}}^*$ и $n_{\text{в.пр}}$. Если, например, увеличивать $F_{\text{кр}}$, то будет возрастать $\pi_{\text{тнд}}^*$ и соответственно $L_{\text{кнд}}$ и $T_{\text{ввд}}^*$, а $n_{\text{в.пр}}$ будет уменьшаться. Это вызовет смещение рабочей точки на характеристике КВД по линии рабочих режимов вниз. Из-за малых значений $(\pi_{\text{КВД}}^*)_р$ температура $T_{\text{г}}^*$ при увеличении $T_{\text{ввд}}^*$ несколько снизится (см. рис. 14.7), но несравненно в меньшей степени, чем изменяется $T_{\text{г}}^*$ у одновального ТРД при таком же изменении $F_{\text{кр}}$. Изменение $F_{\text{кр}}$ при $n_{\text{в}} = \text{const}$, наоборот, оказывает значительное влияние на $T_{\text{г}}^*$. Например, уменьшение $F_{\text{кр}}$ приводит к снижению $\pi_{\text{тнд}}^*$, и для сохранения баланса работ компрессора и турбины при условии $n_{\text{в}} = \text{const}$ требуется существенное увеличение $T_{\text{г}}^*$.

Условия совместной работы КНД и турбины низкого давления отличаются от таковых для ротора высокого давления тем, что полное давление перед турбиной низкого давления $p_{\text{твд}}^*$ не пропорционально полному давлению за компрессором низкого давления $p_{\text{звд}}^*$. Оно пропорционально полному давлению за компрессором высокого давления $p_{\text{к}}^*$ и при данном режиме полета (при $T_{\text{н}}^* = \text{const}$) определяется суммарной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{кв}}^* = \pi_{\text{кнд}}^* \pi_{\text{КВД}}^*$. Это приводит к тому, что в отличие от ранее рассмотренного случая режимы работы компрессора и турбины ротора низкого давления зависят от режима работы турбокомпрессора высокого давления.

Условие равенства расходов, записанное для сечения на входе

в КНД и критического сечения соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления, в данном случае имеет вид

$$m_v F_v q(\lambda_v)(1 - g_{охл} - g_{отб})(1 + g_r) = \\ = m_r F_{с.а.в} \sigma_{к.с} \sigma_{с.а.в} q(\lambda_{с.а.в}) \pi_{кд}^* \sqrt{T_v^*/T_r^*},$$

откуда, принимая те же допущения, что и раньше, получим

$$\frac{\pi_{кнд}^*}{q(\lambda_v)_{нд}} = \frac{\text{const}}{\pi_{квд}^*} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_v^*}}. \quad (14.35)$$

Уравнение баланса работ компрессора и турбины низкого давления для этого случая записывается следующим образом:

$$\frac{k}{k-1} R T_v^* \frac{e_{кнд}^* - 1}{\eta_{кнд}^*} = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{твд}^* \left(1 - \frac{1}{e_{тнд}^*}\right) \eta_{тнд}^* \eta_{мнд} \times \\ \times (1 - g_{охл} - g_{отб})(1 + g_r).$$

При сверхкритических перепадах давлений в нерегулируемом выходном сопле и в сопловых аппаратах турбин, т. е. при условии, когда $\pi_{твд}^* = \text{const}$ и $\pi_{тнд}^* = \text{const}$, очевидно, что $T_r^*/T_{твд}^* = (\pi_{твд}^*)^{\frac{n-1}{n}} = \text{const}$ и для этого случая

$$\frac{T_r^*}{T_v^*} = \text{const} \frac{e_{кнд}^* - 1}{\eta_{кнд}^*}. \quad (14.36)$$

Из совместного решения уравнений (14.35) и (14.36) получаем

$$\frac{\pi_{кнд}^*}{q(\lambda_v)_{нд}} = \frac{\text{const}}{\pi_{квд}^*} \sqrt{\frac{e_{кнд}^*}{\eta_{кнд}^*}}. \quad (14.37)$$

Выражение (14.37) определяет собой рабочую линию на характеристике КНД при $\pi_{тнд}^* = \text{const}$, что для ТРД соответствует $F_{кр} = \text{const}$. Оно отличается от аналогичного уравнения (14.34) для турбокомпрессора высокого давления присутствием параметра КВД $\pi_{квд}^*$. Поэтому положение рабочей линии на характеристике КНД определяется не только свойствами этой характеристики (как это было в случае ротора высокого давления и в одновальном ТРД), но зависит также от $\pi_{квд}^*$, т. е. от условий работы КВД.

При уменьшении приведенной частоты вращения ротора низкого давления (из-за снижения n_n или повышения T_v^*) приведенная частота вращения ротора высокого давления также уменьшается, что приводит к снижению $\pi_{квд}^*$ и $\pi_{кнд}^*$. В результате этого, как следует из уравнения (14.37), $q(\lambda_v)_{нд}$ снижается не только из-за падения $\pi_{кнд}^*$, как это было бы в одновальном ТРД с $\pi_{квд}^* = \pi_{кнд}^*$, но и вследствие снижения $\pi_{квд}^*$. В итоге, несмотря на сравнительно малые $\pi_{квд}^*$ у КНД двухвального ТРД, рабочая

линия на его характеристике располагается так, как показано на рис. 14.9, б, т. е. более полого, чем у одновального ТРД с $\pi_{квд}^*$, равным $\pi_{кнд}^*$. При уменьшении $n_{пр}$ она приближается не к границе записания, как это было у одновального ТРД с малыми $\pi_{квд}^*$ (см. рис. 14.3, а), а к границе устойчивой работы.

При сверхкритических перепадах давлений в нерегулируемом выходном сопле двухвального ТРД положение рабочих линий на КНД, как и на КВД, не зависит от режима полета и атмосферных условий, т. е. от температуры $T_v^* = T_n^*$. Это объясняется неизменностью $\pi_{твд}^*$ и $\pi_{тнд}^*$.

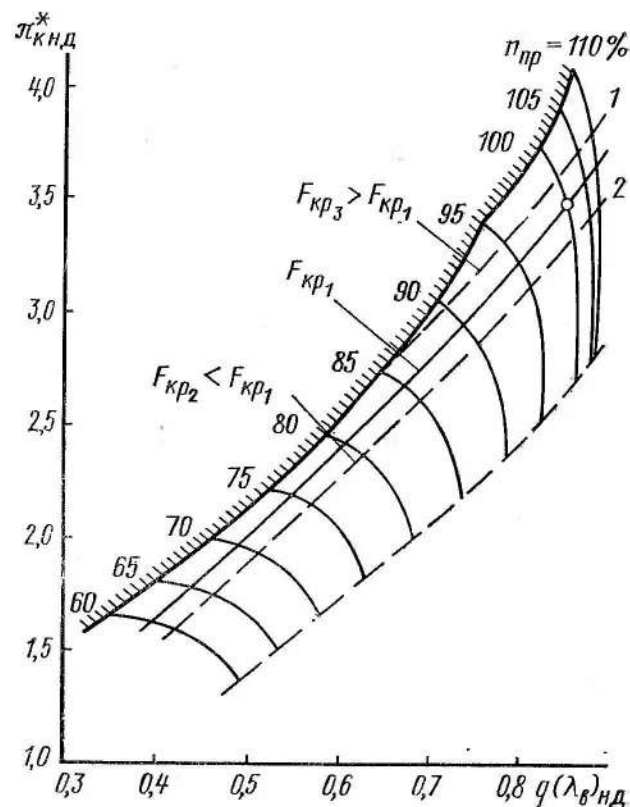


Рис. 14.10. Влияние изменения $F_{кр}$ на расположение рабочей линии в поле характеристик КНД

При докритических перепадах давлений в выходном сопле, которые могут наступать на малых числах M полета, в особенности при дросселировании двигателя, каждому числу M полета соответствует своя рабочая линия на характеристике КНД. Рабочая же линия на характеристике КВД практически не изменяет своего рас-

положения, поскольку в эксплуатационном диапазоне режимов двигателя $q(\lambda_{с.в.н}) \approx \text{const}$.

Рассмотрим влияние изменения площади $F_{кр}$ на расположение рабочей линии на характеристике КНД. При увеличении, например, $F_{кр}$ значение $\pi_{тнд}^*$, как следует из (14.10), возрастает (практически при $\pi_{твд}^* = \text{const}$). Это приводит при $n_b = \text{const}$ к раскрутке ротора низкого давления, т. е. к увеличению $n_{нл}$ $\pi_{кнд}$ и расхода воздуха через КНД. Но поскольку у КВД при $n_b = \text{const}$ практически $T_{г^*} = \text{const}$, он оказывает тормозящее воздействие на поток воздуха, проходящего через КНД. В результате этого у КНД частота вращения увеличивается в большей степени, чем расход воздуха. Это приводит к снижению в ступенях КНД коэффициентов расхода $\bar{c}_a = c_a/u_n$ и соответственно к увеличению углов атаки. В результате указанного уменьшения скольжения роторов $S = n_b/n_n$ рабочая линия на характеристике КНД приближается к границе устойчивых режимов, как показано на рис. 14.10 (кривая 1). Уменьшение $F_{кр}$ оказывает противоположное влияние на расположение рабочей линии (кривая 2).

Следует заметить, что расположение рабочей линии на КНД при каждом значении $F_{кр}$, как это следует из теории подобия, не зависит от способа регулирования частоты вращения двигателя, т. е. от того, принимается ли $n_b = \text{const}$ или $n_n = \text{const}$ при изменении $F_{кр}$. Перемещение рабочей точки при $n_{нл,пр} = \text{const}$ однозначно определяется только изменением скольжения S и не зависит от того, каким образом оно достигнуто.

14.5. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА И КОМПРЕССОРА

Условием совместной работы воздухозаборника и компрессора является равенство их расходов воздуха. Это условие применительно к сечениям H в невозмущенном потоке и $в$ на входе в компрессор приводит к следующему соотношению:

$$m_b F_H \frac{P_H^*}{\sqrt{T_H^*}} q(\lambda_H) = m_b F_v \frac{P_v^*}{\sqrt{T_H^*}} q(\lambda_v), \quad (14.38)$$

согласно которому

$$\sigma_{вх} = \varphi \frac{F_{вх}}{F_v} \frac{q(\lambda_H)}{q(\lambda_v)}. \quad (14.39)$$

Будем предполагать характеристику компрессора с нанесенной на нее линией рабочих режимов известной. Тогда для любого заданного режима полета и частоты вращения определяется $n_{пр}$, а это позволяет найти рабочую точку на характеристике компрессора и значение $q(\lambda_v)$. Предполагаются известными также характеристики сверхзвукового воздухозаборника, которые обычно задаются в виде зависимостей $\sigma_{вх}$ от φ для разных чисел M полета и при различных положениях его регулирующих органов. Такие характери-

стики для одного числа M полета и при заданных положениях регулирующих органов воздухозаборника приведены на рис. 14.11.

Уравнение (14.39) при известной относительной площади входа в компрессор $\bar{F}_v = \frac{F_v}{F_{вх}}$, заданном режиме полета и режиме работы компрессора позволяет определить рабочую точку на характери-

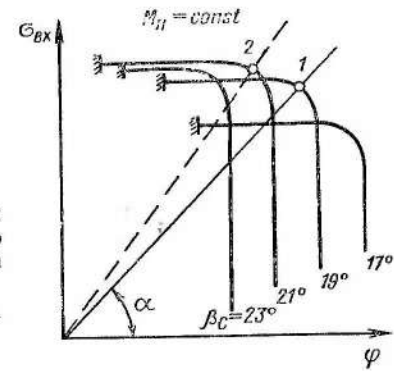


Рис. 14.11. К анализу условий совместной работы регулируемого сверхзвукового воздухозаборника и компрессора:

1—согласование на максимальном режиме; 2—при дросселировании $[q(\lambda_v)_2 < q(\lambda_v)_1]$

ке воздухозаборника (при заданном положении органов регулирования). Эта точка находится на пересечении прямой $\sigma_{вх} = \text{const } \varphi$, определяемой уравнением (14.39), с заданной характеристикой воздухозаборника $\sigma_{вх} = f(\varphi)$, причем угол наклона этой прямой с осью абсцисс $\alpha = \arctg \frac{q(\lambda_H)}{\bar{F}_v q(\lambda_v)}$. Имея характеристики воздухозаборника для различных положений регулирующих органов, можно на основе анализа полученных указанным способом результатов выбрать оптимальные для данного режима двигателя и числа M_H условия работы воздухозаборника.

Глава 15

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД и ТРДФ

Характеристики ТРД и ТРДФ представляют собой зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа M полета, высоты полета и режима работы двигателя, задаваемого положением РУД.

Протекание характеристик двигателя зависит от многих факторов и, в частности, от особенностей схемы двигателя, его расчетных параметров, принятой программы регулирования, внешних условий. Влияние указанных факторов на протекание характеристик ТРД и ТРДФ рассмотрено в данной главе. Прежде чем перейти к изучению характеристик, рассмотрим используемую в настоящее время номенклатуру основных режимов работы ТРД и ТРДФ.

15.1. НОМЕНКЛАТУРА ОСНОВНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ

Номенклатура основных режимов работы двигателя включает их наименование, допустимое на этих режимах время непрерывной работы, значения контролируемых параметров (n , T_r^* и др.), а также гарантируемые на каждом режиме значения тяги и удельного расхода топлива. Номенклатура режимов имеет важное значение для установления кондиционности двигателя, проверки надежности его работы, правильного использования ресурса двигателя в условиях эксплуатации и т. п. В настоящее время отсутствует стандартная или единая номенклатура основных режимов работы ТРД и ТРДФ. Наименование режимов, время их непрерывного использования, соотношение тяг и частот вращения на этих режимах уточняются и изменяются в ходе доводки двигателя и по этой причине могут быть указаны лишь ориентировочно. Наиболее типичной является следующая номенклатура основных режимов ТРД.

Максимальный режим. Этот режим соответствует наибольшим в заданных условиях полета значениям тяги $R_{\max}$ и достигается при максимальных значениях n и T_r^* . Он характерен значительными тепловыми и силовыми нагрузками, поэтому время непрерывной работы на нем ограничено (от 5 до 20—30 мин — в зависимости от назначения двигателя и высоты полета). При пробе двигателя на земле из-за плохих условий охлаждения это время ограничивается еще более жестко (15—30 с). Макси-

мальный режим используется при взлете, разгоне самолета и в воздушном бою.

Номинальный режим. Этот режим соответствует в стендовых условиях тяге $R_{\text{ном}} \approx (0,8 \dots 0,85) R_{\max}$ и частоте вращения $n_{\text{ном}} \approx (0,95 \dots 1,0) n_{\max}$. Как правило, время непрерывной работы на номинальном режиме не ограничено в пределах установленного ресурса. Режим используется наиболее часто при наборе высоты.

Крейсерские режимы. Их устанавливается несколько. Они характеризуются пониженными значениями тяги. Обычно $R_{\text{кр}} \approx (0,5 \dots 0,8) R_{\max}$. Время работы двигателя на этих режимах не ограничено в пределах установленного ресурса. Крейсерские режимы являются основными режимами двигателя при полетах большой продолжительности или дальности, поэтому к ним предъявляются требования высокой экономичности.

Режим малого газа. Он характеризуется прежде всего малым значением развиваемой тяги — не более 3—5% от максимальной, причем невыполнение этого требования может привести к увеличению длины пробега самолета, затруднить управление самолетом при рулении, повысить износ тормозов. Из-за высокой температуры T_r^* и ухудшения эффективности охлаждения турбины время непрерывной работы на режиме малого газа в ряде случаев ограничено 10—20 мин. Другим важным требованием является быстрый выход с режима малого газа на максимальный, поэтому целесообразно иметь высокую частоту вращения ротора на режиме малого газа. У современных двигателей обычно $n_{\text{м.г.}} = (0,4 \dots 0,6) n_{\max}$, что достигается соответствующим их регулированием.

Для ТРДФ, которые применяются на сверхзвуковых пассажирских и на военных самолетах, помимо указанных, устанавливаются еще следующие режимы.

Режим полного форсажа. На этом режиме обеспечивается максимальная форсажная тяга двигателя и, следовательно, наибольшая степень его форсирования. Обычно у ТРДФ в стендовых условиях $R_{\text{п.ф.}} = (1,4 \dots 1,55) R_{\max}$. Этот режим обеспечивается обычно при максимально допустимых значениях n , T_r^* и $T_{\text{ф.}}^*$ и является наиболее напряженным. Время непрерывной работы на нем у большинства двигателей ограничено теми же значениями, что и на максимальном режиме. Режим полного форсажа используется при взлете, разгоне самолета, а в боевых условиях — при догоне противника, перехвате целей, боевом маневрировании.

Режим частичного форсажа. Эти режимы характеризуются более низкими значениями тяги, чем при полном форсаже. Они достигаются обычно за счет понижения температуры $T_{\text{ф.}}^*$, а в некоторых случаях и при $T_r^* < T_{r\max}^*$, поэтому время непрерывной работы двигателя на этих режимах, как правило, не ограничивается. Режимы частичного форсажа используются при длительном сверхзвуковом полете самолета, а у военных маневренных самолетов — в условиях воздушного боя.

Режим минимального форсажа. Он является самым низким форсажным режимом. Тягу на этом режиме желательно

иметь незначительно отличающуюся от тяги на максимальном режиме, чтобы обеспечивался весь диапазон потребных тяг самолета. Условием, лимитирующим уменьшение тяги ТРДФ при дросселировании форсажа, является минимально допустимое значение $T_{\phi}^* = T_{\phi \min}^*$, определяемое срывными характеристиками форсажной камеры.

15.2. МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК

Характеристики авиационных двигателей могут быть получены экспериментальным путем — в процессе специальных испытаний, или расчетным путем — с использованием характеристик отдельных элементов двигателя.

Экспериментальные методы получения характеристик являются наиболее точными, так как позволяют учесть реальные условия работы силовой установки. Но они требуют специальных стендов — типа аэродинамических труб — для имитации скоростных и высотных условий полета. Для приведения в действие таких стендов требуются огромные затраты энергии, что делает их весьма сложными и дорогими. Для упрощения и удешевления испытаний иногда условия полета воспроизводятся лишь частично — путем создания требуемых значений параметров на входе в двигатель и на выходе из него, но это снижает точность получаемых данных. В ряде случаев для экспериментального определения характеристик двигателя используются специальные летающие лаборатории, создаваемые на базе уже имеющихся самолетов. К их недостаткам относятся сложность, высокая стоимость, трудность установки и размещения требуемой измерительной аппаратуры, ограниченный диапазон скоростей и высот полета и др.

Расчетные методы позволяют получать характеристики двигателей с меньшей затратой сил и средств. Кроме того, расчетным путем можно определять характеристики вновь проектируемых двигателей. Современные методы расчета характеристик двигателей основаны на использовании характеристик всех его элементов. Некоторые из них, как указывалось в гл. 14, могут задаваться приближенными зависимостями. Расчет характеристик двигателя с использованием характеристик его элементов сводится к следующему:

1. С помощью изложенных в гл. 14 методов строят на характеристиках компрессора и турбины (или их каскадов) рабочие линии при принятой программе регулирования. По этим данным получают вспомогательные зависимости изменения основных параметров турбокомпрессора от $\bar{n}_{\text{тр}}$, подобные представленным на рис. 14.5.

2. Для каждого заданного режима полета (M_H и H) по T_H^* и определенной программой регулирования n определяют параметр $\bar{n}_{\text{тр}}$ (и $\bar{n}_{\text{тр}}^*$), по которому с помощью указанных вспомогательных зависимостей (или непосредственно по рабочим линиям) находят параметры π_k^* , $q(\lambda_b)$, η_k^* , π_t^* , T_r^*/T_b^* и др., соответствующие рабочим точкам компрессора и турбины при их совместной работе в заданных условиях полета.

3. Параметр $\sigma_{\text{вх}}$ находят по характеристике входного устройства в зависимости от M_H и $q(\lambda_b)$, как было указано в подразд. 14.5.

4. По найденным параметрам последовательно определяют параметры газового потока во всех характерных сечениях двигателя и, в итоге, зная скорость истечения, расход газа через сопло, расходы воздуха и топлива, находят R и $C_{\text{уд}}$.

Таким образом рассчитывают характеристики двигателя без учета внешних сопротивлений. В ряде случаев знание таких характеристик оказывается достаточным (например, для установления соответствия двигателя ТУ или при теоретическом анализе характеристик и рассмотрении влияния на них различных факторов). При решении ряда практических задач требуется знание эффективных тяг и удельных расходов топлива. Расчет эффективных характеристик проводится с учетом внешних сопротивлений конкретной силовой установки.

В последующих главах для простоты изложения материала рассматриваются характеристики, определенные по внутренней тяге, а влияние на них внешних сопротивлений силовой установки анализируется отдельно.

15.3. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ

Скоростными характеристиками двигателя называют зависимости его тяги и удельного расхода топлива от числа M полета (скорости полета) на заданном режиме работы при неизменной высоте и принятой для двигателя программе регулирования.

Протекание R и $C_{\text{уд}}$ по M_H зависит от многих факторов. Здесь оказывают влияние расчетные параметры ($\pi_{k,r}^*$ и $T_{r,r}^*$), режим двигателя, программа регулирования, эксплуатационные ограничения и пр. Влияние этих факторов будет рассмотрено ниже. Вначале же изучим наиболее характерные качественные особенности протекания скоростных характеристик. С этой целью обратимся к рис. 15.1, где приведены достаточно типичные скоростные характеристики ТРД для нескольких высот полета, соответствующие максимальному режиму и программе регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$. При рассмотрении общих свойств характеристик одновальных ТРД и ТРДФ будем принимать, что они имеют компрессор, регулируемый поворотом лопаток направляющих аппаратов групп первых и последних ступеней, что соответствует современной практике.

Как видно из рис. 15.1, тяга ТРД с увеличением M_H на всех высотах вначале незначительно снижается. Минимум тяги обычно соответствует $M_H = 0,3 \dots 0,5$. Затем тяга начинает возрастать, достигает некоторого максимального значения (R_{max}) при сверхзвуковых скоростях полета, после чего интенсивно уменьшается вплоть до нулевого значения. Удельный расход топлива с увеличением M_H на каждой заданной высоте непрерывно возрастает и стремится к бесконечности, когда тяга обращается в нуль. Такой характер за-

висимостей R и $C_{уд}$ от M_H объясняется соответствующим изменением $R_{уд}$ и G_B .

С ростом M_H увеличивается $\pi_{вх}$, и хотя $\pi_{к*}$ при этом уменьшается (вследствие повышения $T_{в*}$ и снижения $n_{пр}$), тем не менее общая степень повышения давления $\pi_2 = \pi_{вх} \pi_{к*}$ при увеличении M_H возрастает. Увеличение π_2 приводит к повышению давления

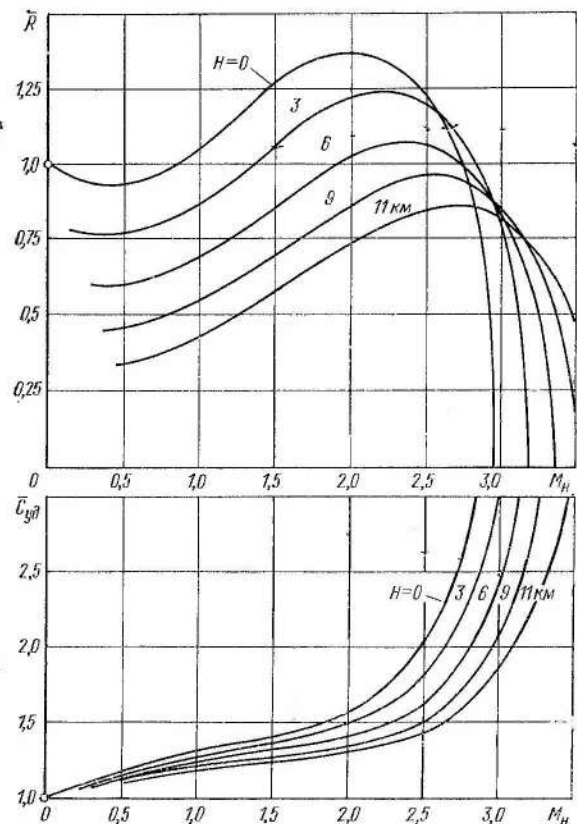


Рис. 15.1. Скоростные характеристики ТРД ($\pi_{к.р}^* = 13$; $T_{г*} = 1400$ К)

воздуха $p_{к*}$ за компрессором, а следовательно, и давления $p_{г*}$ перед турбиной. Но в таком случае возрастает и давление за турбиной, так как степень расширения в турбине $\pi_{т*}$, как указывалось в гл. 14, обычно изменяется незначительно.

Повышение давления $p_{г*}$ приводит к увеличению G_B . При условии $T_{г*} = \text{const}$ параметр G_B увеличивается пропорционально $p_{г*}$, так как $G_B \sqrt{T_{г*}/p_{г*}} = \text{const}$. Из-за повышения $p_{г*}$ при $T_{г*} =$

$= \text{const}$ (так как $T_{г*} = \text{const}$) скорость истечения из сопла увеличивается. Но скорость c_c увеличивается медленнее, чем растет скорость полета, а следовательно, удельная тяга $R_{уд} = c_c - V$ с увеличением M_H уменьшается. Указанное снижение $R_{уд}$ с ростом V можно объяснить также, исходя из соотношения $R_{уд} = 2L_{ц}/(c_c + V)$. Как указывалось, $L_{ц}$ с увеличением V вначале изменяется мало, а затем снижается, а $c_c + V$ интенсивно возрастает.

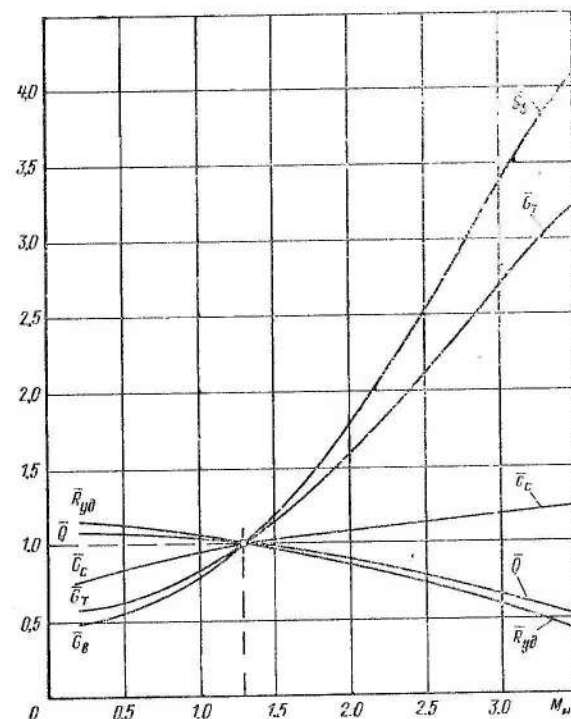


Рис. 15.2. Изменение характерных параметров ТРД по M_H ($\pi_{к.р}^* = 13$; $T_{г*} = 1400$ К; $H = 11$ км)

Относительное изменение $R_{уд}$, G_B , а также c_c и Q по числу M_H для $H = 11$ км показано на рис. 15.2. Как видно, при увеличении M_H на заданной высоте $R_{уд}$ падает, а G_B увеличивается. В результате тяга ТРД, равная произведению $R_{уд}$ на G_B , по мере увеличения M_H вначале уменьшается, пока G_B возрастает медленнее, чем падает $R_{уд}$. Затем увеличение G_B начинает преобладать над уменьшением $R_{уд}$ и тяга двигателя начинает возрастать. Падение тяги двигателя при дальнейшем увеличении M_H объясняется значительным уменьшением $R_{уд}$, которое уже не может быть компенсировано повышением G_B . Там, где $R_{уд} = 0$, также и $R = 0$.

Резкое падение $R_{уд}$ при больших сверхзвуковых скоростях полета связано с тем, что температура $T_{г*}$ на выходе из компрессора с увеличением M_H возрастает, а $T_{г*} = \text{const}$, поэтому количество тепла $Q = c_p(T_{г*} - T_{к*})$, сообщаемое в двигателе 1 кг воздуха, снижается. При скорости полета, на которой $R_{уд} = 0$, Q становится настолько малым, что все оно затрачивается на преодоление потерь в двигателе. И только в идеальном цикле ВРД, когда потери отсутствуют, условия $Q = 0$ и $R_{уд} = 0$ достигаются по M_H одновременно. Очевидно также, что число M полета, при котором $R_{уд}$, а поэтому и R становятся равными нулю, будет тем большим, чем выше при прочих равных условиях температура $T_{г*}$.

С увеличением H до 11 км при $T_{г*} = \text{const}$ возрастает степень подогрева воздуха в двигателе $\Delta = T_{г*}/T_H$, поэтому условие $m\Delta\eta_p/e = 1$, при котором $R_{уд} = 0$, достигается в этом случае при более высоких значениях e , т. е. при больших числах M полета. Этим объясняется тот факт, что с возрастанием высоты полета числа M_H , соответствующие условию $R = 0$, повышаются (см. рис. 15.1).

Числа M полета, при которых тяга ТРД достигает максимальных значений (обозначаемые $M_{R \max}$), также повышаются при увеличении H от 0 до 11 км. Это объясняется тем, что $R_{уд}$ на $H = 11$ км падает с увеличением M_H менее интенсивно, чем у земли, тогда как изменение высоты полета на интенсивность роста G_B по M_H влияет в меньшей степени.

Увеличение $C_{уд}$ с ростом M_H можно объяснить, воспользовавшись соотношением $C_{уд} = 3600 \cdot Q / \eta_{гH} R_{уд}$. Входящие в эту формулу величины Q и $R_{уд}$ уменьшаются с ростом M_H в различной степени. Более интенсивно падает $R_{уд}$ (см. рис. 15.2), что и приводит к возрастанию $C_{уд}$. В частности, когда $R_{уд}$ обращается в нуль, Q еще не равно нулю, поэтому $C_{уд}$ при этом стремится к бесконечности.

Часовой расход топлива $G_{т.ч}$ с увеличением M_H до определенных пределов также увеличивается, так как G_B возрастает и для подогрева всего воздуха до требуемой температуры $T_{г*}$ необходимо увеличивать подачу топлива в камеру сгорания. Вместе с тем $G_{т.ч} = \frac{3600 Q G_B}{\eta_{гH}}$ с увеличением M_H растет медленнее, чем G_B , вследствие того, что Q при этом уменьшается (см. рис. 15.2).

Следует иметь в виду, что возрастание $C_{уд}$ с увеличением числа M_H не означает ухудшения экономичности двигателя. Экономичность ТРД, как указывалось ранее, характеризуется значением полного КПД η_p . В свою очередь $\eta_p = \eta_{вв} \eta_{тяг}$. Зависимости протекания по M_H величин η_p , $\eta_{вв}$ и $\eta_{тяг}$ для ТРД и ТРДФ приведены на рис. 15.3. Как видно, значения η_p при увеличении M_H возрастают и только после достижения очень больших чисел M_H начинают снижаться. Повышение $\eta_{тяг}$ с ростом M_H объясняется более медленным увеличением c_c по сравнению с V . Это приводит к снижению потерь с выходной скоростью и, как следует из (12.17), к увеличению $\eta_{тяг}$. Увеличение $\eta_{вв}$ до весьма больших чисел M_H объясняется улучшением использования тепла за счет увеличения $\pi_{к.р}$. Но в

дальнейшем, когда значение Q становится малым, резко увеличиваются относительные гидравлические потери в двигателе, что приводит к снижению $L_{ц}$. Условие $R = 0$ достигается тогда, когда $L_{ц} = \Sigma L_r$, а следовательно, $L_{ц} = 0$. При этом $\eta_{тяг} = 1$, так как $c_c = V$, а $\eta_{вв} = L_{ц}/Q_0 = 0$ и $\eta_p = 0$.

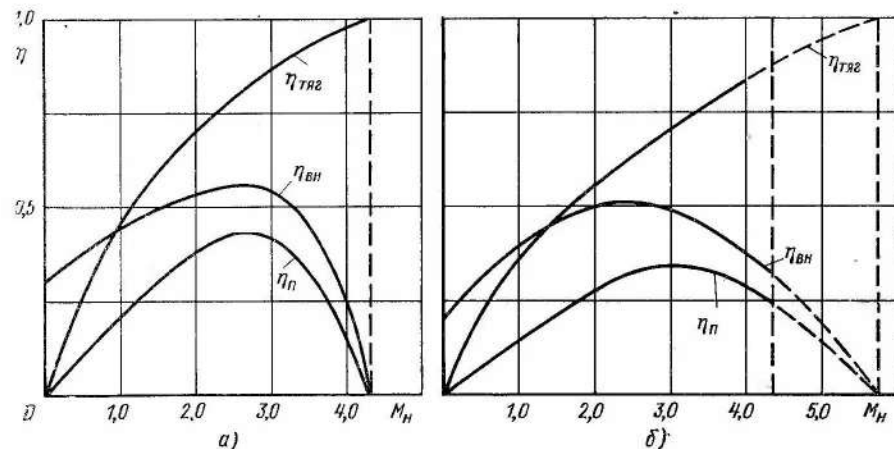


Рис. 15.3. Зависимости $\eta_{тяг}$, $\eta_{вв}$ и η_p ТРД (а) и ТРДФ (б) от M_H ($\pi_{к.р}^* = 13$; $T_{г*} = 1400$ К; $T_{ф*} = 2000$ К)

Влияние расчетных параметров $\pi_{к.р}^*$ и $T_{г*}$ на протекание скоростных характеристик ТРД. При рассмотрении будем исходить из программы регулирования $n = \text{const}$, $T_{г*} = \text{const}$, наиболее характерной для современных одновальных ТРД. Влияние $\pi_{к.р}^*$ показано на рис. 15.4, а. Кривые для тяги построены в относительных величинах, причем за единицу тяги принята тяга на $H = 11$ км при $T_{г*} = 288$ К. Наиболее характерным здесь является то, что при повышении $\pi_{к.р}^*$ тяга с увеличением M_H возрастает менее интенсивно, а $C_{уд}$ увеличивается более интенсивно. С возрастанием $\pi_{к.р}^*$ снижаются также значения $M_{R \max}$ и быстрее наступает вырождение двигателя в области больших сверхзвуковых скоростей полета. Объясняется это тем, что при более высоких $\pi_{к.р}^*$ и при $T_{г*} = \text{const}$ интенсивнее падает $R_{уд}$ с ростом M_H и удельная тяга обращается в нуль (при $\pi_{к.р} = \pi_{к.р \text{ опт}}$) при меньших значениях M_H . На интенсивность увеличения тяги существенное влияние оказывает также темп роста по M_H расхода воздуха, который снижается с увеличением $\pi_{к.р}^*$ даже у ТРД с регулируемым компрессором. Абсолютные значения $C_{уд}$ в рассматриваемом диапазоне изменения $\pi_{к.р}^*$ у двигателей с высокими $\pi_{к.р}^*$ оказываются более низкими вплоть до $M_H \approx 2,5$. Это объясняется высокими значениями для ТРД $\pi_{к.э.к}^*$, что приводит к воз-

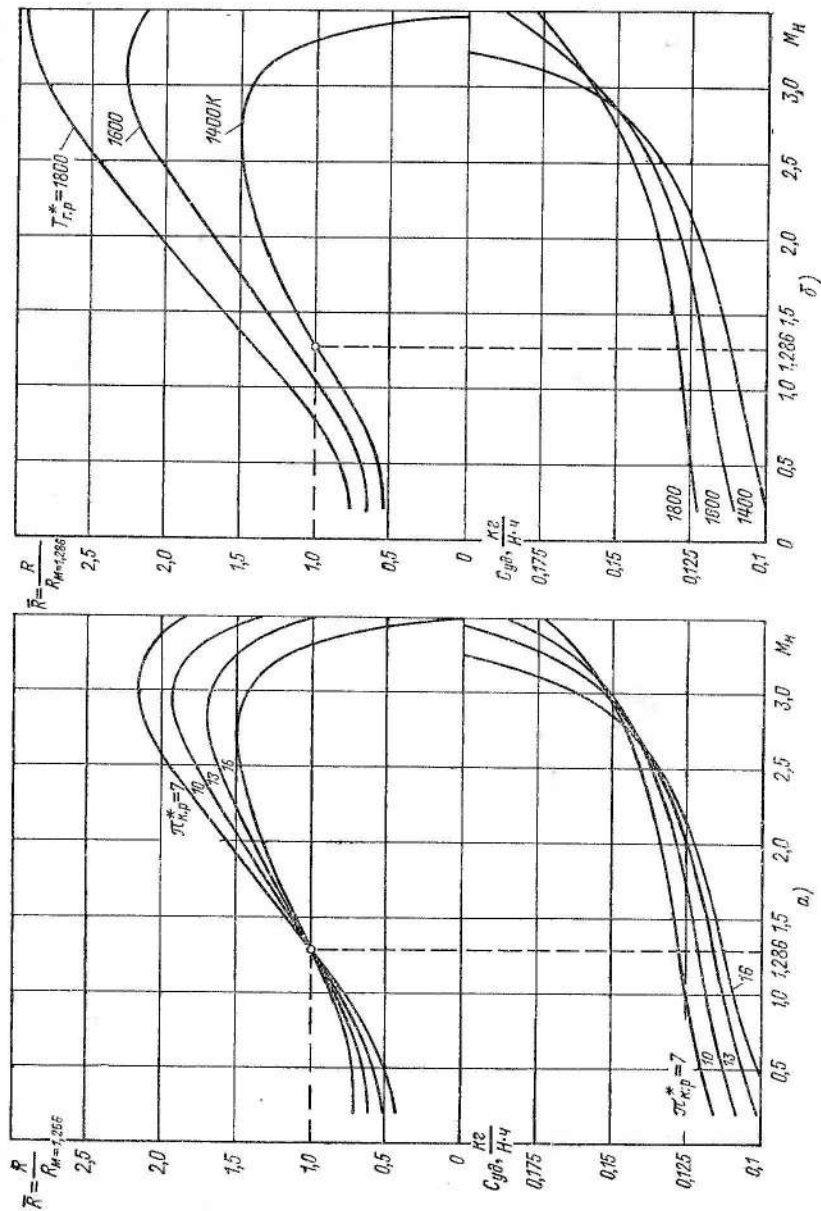


Рис. 15.4. Влияние на протекание скоростных характеристик ТРД расчетных параметров двигателя:
а — $\pi_{к.р}^*$ ($T_{г.р}^* = 1400$ К; $T_{Н.р}^* = 288$ К; $H = 11$ км); б — $T_{г.р}^*$ ($\pi_{к.р}^* = 16$; $H = 11$ км)

растанию полного КПД с ростом $\pi_{к.р}^*$ в широком диапазоне чисел M полета и говорит о целесообразности применения высоких $\pi_{к.р}^*$ в целях улучшения экономичности ТРД. И только при $M_H > 2,5 \dots 3,0$, из-за вырождения ТРД с высокими $\pi_{к.р}^*$, значение $C_{уд}$ у них растет быстрее, чем у двигателей с низкими $\pi_{к.р}^*$.

На рис. 15.4, б показано влияние на протекание скоростных характеристик ТРД температуры $T_{г.р}^*$, причем за единицу тяги принята тяга при $T_{г.р}^* = 1400$ К и $T_{Н.р}^* = 288$ К. Как видно, повышение $T_{г.р}^*$ существенно увеличивает тягу ТРД, особенно при высоких M_H , что обусловлено возрастанием удельной тяги. С ростом $T_{г.р}^*$ при $\pi_{к.р}^* = \text{const}$ вырождение двигателя наступает при больших значениях M_H . Удельные расходы топлива несколько увеличиваются при возрастании $T_{г.р}^*$ (в диапазоне M_H , где $T_{г.р}^* > T_{г.э.к}^*$). Это объясняется увеличением скорости истечения и снижением тягового КПД. Только в области очень больших M_H двигатели с высокими $T_{г.р}^*$ имеют преимущество по экономичности вследствие вырождения ТРД с низкими $T_{г.р}^*$.

Влияние программы регулирования на протекание скоростных характеристик ТРД. У современных ТРД обычно применяются достаточно сложные комбинированные программы регулирования, что связано с необходимостью внесения ряда ограничений по прочности элементов двигателя и устойчивости процесса. Эти вопросы будут рассмотрены в гл. 16. Здесь отметим, что в основном диапазоне режимов полета самолета, где указанные ограничения отсутствуют, влияние программы регулирования проявляется в основном через характер изменения $T_{г.р}^*$, G_v и $\eta_{к.р}^*$ по числу M полета. Протекание указанных параметров определяется, помимо программы регулирования, особенностями характеристик компрессора.

У ТРД с $F_{кр} = \text{const}$ уже не обеспечивается одновременное поддержание постоянства $T_{г.р}^*$ и n . При низких $\pi_{к.р}^*$ и при применении нерегулируемого компрессора в случае $n = \text{const}$ значение $T_{г.р}^*$ уменьшается с увеличением $T_{Н.р}^*$ (см. рис. 14.7). Это должно вызвать уменьшение тяги двигателя на больших числах M полета — по сравнению со случаем регулирования того же ТРД по закону $n = \text{const}$; $T_{г.р}^* = \text{const}$ — вследствие снижения $R_{уд}$ (рис. 15.5, а). Если же в указанном случае использовать программу регулирования $T_{г.р}^* = \text{const}$, то будет происходить увеличение n . Раскрутка ротора вызовет в этом случае возрастание G_v при почти неизменном значении $R_{уд}$. Естественно, что здесь тяга при больших числах M полета будет получаться более высокой, если не возникнет необходимость ограничения $T_{г.р}^*$. При условии же одинаковых значений $T_{г.р. \max}^*$ в данном случае будет иметь место недоиспользование двигателя по тяге при малых M_H . Для ТРД с нерегулируемым компрессором при высоких значениях $\pi_{к.р}^*$ характер влияния указанных программ

регулирования на протекание R по M_H будет противоположным (рис. 15.5, б).

У двигателей, имеющих регулируемый компрессор, различие в характеристиках при программах $n=\text{const}$; $\pi_{\tau}^*=\text{const}$ и $n=\text{const}$; $T_r^*=\text{const}$ обычно получается менее значительным и определяется характером изменения по T_H^* работы компрессора. Если при

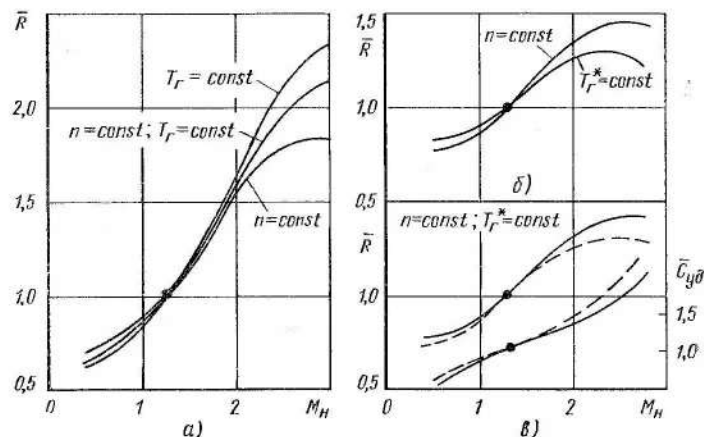


Рис. 15.5. Влияние регулирования на протекание характеристик ТРД:

а—при $\pi_{k,p}^*=4$; $T_{r,p}^*=1400$ К; б, в—при $\pi_{k,p}^*=12$; $T_r^*=1400$ К:
— регулируемый компрессор; --- —нерегулируемый компрессор

$n=\text{const}$ с увеличением T_H^* работа компрессора снижается, что наиболее характерно для ТРД с высокими $\pi_{k,p}^*$, имеющими регулирование группы первых ступеней компрессора, то на больших M_H будет наблюдаться некоторое снижение тяги по сравнению со случаем регулирования двигателя по программе $n=\text{const}$ и $T_r^*=\text{const}$. Если сравнивать скоростные характеристики одновального ТРД с одинаковыми $\pi_{k,p}^*$ и программами регулирования при отсутствии и наличии регулирования компрессора, то эти двигатели при одинаковых R и $C_{уд}$ на расчетном режиме (например, при $T_H^*=288$ К) в области больших чисел M полета будут отличаться в случае регулируемого компрессора большими R и меньшими $C_{уд}$ из-за более высоких значений π_{k}^* и η_{k}^* у регулируемого компрессора на нерасчетных режимах его работы (рис. 15.5, в).

Влияние раскрутки ротора, а также программного изменения $T_r^*=f(T_b^*)$ на протекание характеристик одновальных и двухвальных ТРД идентично и будет рассмотрено в подразд. 15.6 применительно к двухвальным ТРД.

Особенности протекания скоростных характеристик ТРДФ. На рис. 15.6 приведены такие характеристики для высоты 11 км при программе регулирования $n=\text{const}$; $T_r^*=\text{const}$;

$T_{\phi}^*=\text{const}$. Они рассчитаны для нескольких значений температуры T_{ϕ}^* , причем тяга выражена в относительных единицах (по отношению к тяге на максимальном режиме при $M_H=1,286$ на $H=11$ км). Точки тяговых характеристик, соответствующие R_{max} при $M_H>1$, соединены штриховыми линиями. Как видно, качественно характе-

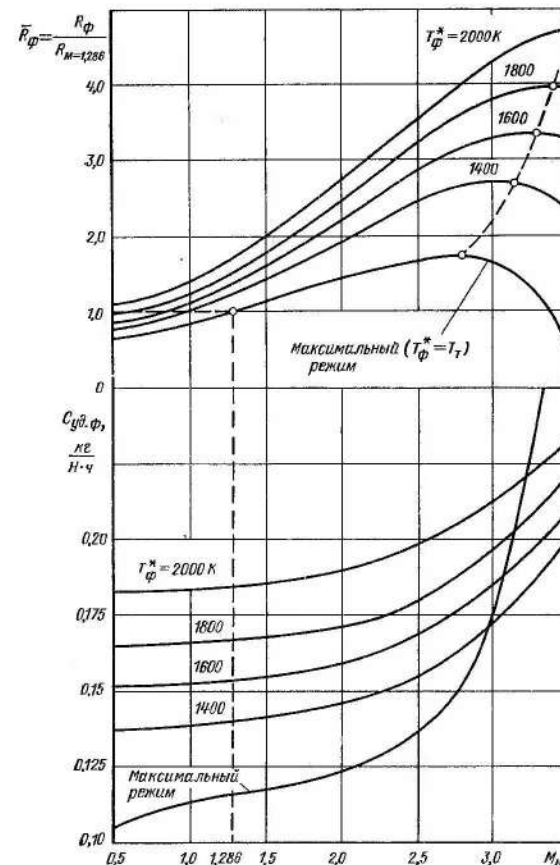


Рис. 15.6. Скоростные характеристики ТРДФ при различных значениях T_{ϕ}^* ($\pi_{k,p}^*=13$; $T_r^*=1400$ К; $H=11$ км)

ристики ТРДФ весьма сходны с характеристиками ТРД, но обращают на себя внимание следующие их особенности:

1. Тяга ТРДФ по числу M полета возрастает более интенсивно, чем тяга ТРД, причем крутизна тяговых характеристик увеличивается по мере повышения температуры T_{ϕ}^* . Это является следствием относительного повышения удельной тяги (степени форсирования) при увеличении M_H и T_{ϕ}^* (см. гл. 13).

2. С повышением T_{ϕ}^* увеличиваются числа M полета, при которых тяга ТРДФ достигает максимального значения. Поэтому ТРДФ могут обеспечивать высокие тяги до значительно больших чисел M полета, чем ТРД. Это объясняется более поздним вырождением ТРДФ по числу M полета по сравнению с ТРД.

3. С ростом температуры T_{ϕ}^* , т. е. с увеличением степени форсирования двигателя, увеличивается и удельный расход топлива ТРДФ, но при этом зависимость $C_{уд.ф}$ от M_H становится более пологой. В результате этого относительное увеличение удельного расхода топлива ТРДФ по сравнению с ТРД с ростом M_H оказывается все менее значительным. Это объясняется улучшением использования тепла в двигателе при увеличении числа M полета (см. подразд. 13.8).

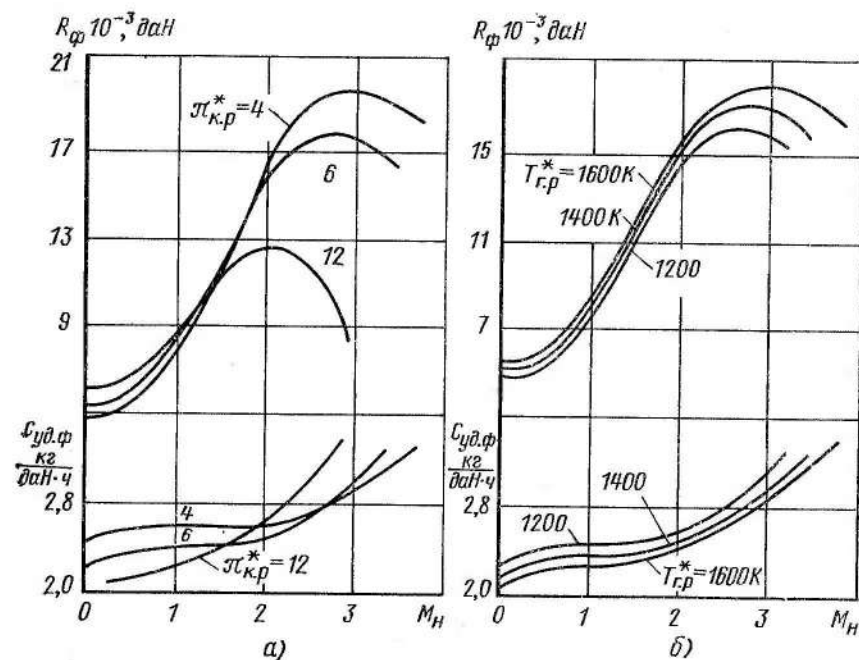


Рис. 15.7. Влияние на протекание характеристик ТРДФ расчетных параметров:

а — $\pi_{к.р}^*$; б — $T_{г.р}^*$

4. В диапазоне больших чисел M полета и при умеренной температуре T_{ϕ}^* ТРДФ может иметь лучшую экономичность, чем ТРД. Это является следствием вырождения ТРД с ограниченной температурой газа перед турбиной при больших M_H , приводящего к резкому возрастанию удельного расхода топлива.

На практике возникают трудности при реализации прямого регулирования $T_{г.р}^*$ и T_{ϕ}^* . Поэтому взамен программы регулирова-

ния (14.1) приходится использовать (14.1'). Такая замена не дает заметных различий в протекании характеристик на бесфорсажных режимах. На форсажных режимах поддержание вместо T_{ϕ}^* постоянства $G_{т.ф}/\rho_{к}^*$ приводит обычно к уменьшению T_{ϕ}^* с увеличением $T_{в}^*$ (или M_H), что в свою очередь вызывает уменьшение R_{ϕ} и $C_{уд.ф}$ при высоких $T_{в}^*$ по сравнению с их значениями при программе регулирования (14.1). Для косвенного поддержания $T_{\phi}^* \approx \text{const}$ в широком диапазоне режимов полета в таком случае применяется соответствующая ступенчатая или непрерывная коррекция $G_{т.ф}/\rho_{к}^*$ по $T_{в}^*$.

Влияние расчетных параметров $\pi_{к.р}^*$ и $T_{г.р}^*$ на протекание скоростных характеристик ТРДФ (при $T_{\phi}^* = 2000 \text{ K}$) показано на рис. 15.7. Как видно, влияние $\pi_{к.р}^*$ качественно остается таким же, как и для ТРД, хотя в количественном отношении оно менее значительно. Это обусловлено тем, что у ТРДФ характер изменения $G_{в}$ сохраняется при изменении $\pi_{к.р}^*$ таким же, как и у ТРД, а возрастание $\pi_{к.р}^*$ в меньшей степени влияет на снижение $R_{уд.ф}$ с ростом $T_{в}^*$ из-за более высоких значений суммарной степени подогрева воздуха у ТРДФ. Увеличение $T_{г.р}^*$ при $T_{\phi}^* = \text{const}$ приводит, как видно, к незначительному увеличению тяги двигателя из-за повышения $R_{уд.ф}$ и вызывает уменьшение $C_{уд.ф}$. Это объясняется тем, что возрастание $T_{г.р}^*$ приводит к снижению $\pi_{т}^*$, а следовательно, к росту давления в форсажной камере и улучшению использования тепла в ней, что является причиной увеличения $R_{уд.ф}$ и снижения $C_{уд.ф}$.

15.4. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Высотными характеристиками называются зависимости тяги и удельного расхода топлива двигателя от высоты полета при $M_H = \text{const}$ (или $V = \text{const}$), принятой программе регулирования и заданном режиме работы двигателя.

Типичные высотные характеристики для максимального режима при программе регулирования $n = \text{const}$; $T_{г.р}^* = \text{const}$ приведены на рис. 15.8, а. За единицу приняты значения тяги и удельного расхода топлива при $H = 0$. Как видно, с увеличением высоты полета от 0 до 11 км тяга двигателя быстро падает. Удельный расход топлива при этом уменьшается незначительно (на 10—12%). Начиная с высоты 11 км, удельный расход топлива перестает уменьшаться, а тяга начинает падать еще более интенсивно. Для объяснения такого протекания высотных характеристик рассмотрим, как изменяются $R_{уд}$ и $G_{в}$ с увеличением высоты полета. Характер протекания относительных величин $R_{уд}$, $G_{в}$, $\pi_{к}^*$, Δ , Q и ρ_H показан на рис. 15.8, б.

С ростом высоты полета до 11 км увеличивается $\pi_{к}^*$, так как уменьшение T_H вызывает при $n = \text{const}$ увеличение $n_{пр}$ и перемещение рабочей точки вверх по линии рабочих режимов. Физически это можно объяснить тем, что более холодный воздух требует для своего сжатия меньшей работы, а поскольку при $n = \text{const}$ работа, зат-

рачиваемая на вращение компрессора, остается практически постоянной (см. рис. 14.7), происходит увеличение π_k^* . Значение $\pi_{вх}$ при $M_H = \text{const}$ сохраняется неизменным, поэтому $\pi_{\Sigma} = \pi_k^* \pi_{вх}$ увеличивается. При условии $T_T^* = \text{const}$ увеличивается также степень подогрева воздуха в двигателе $\Delta = T_T^*/T_H$. Одновременное увеличе-

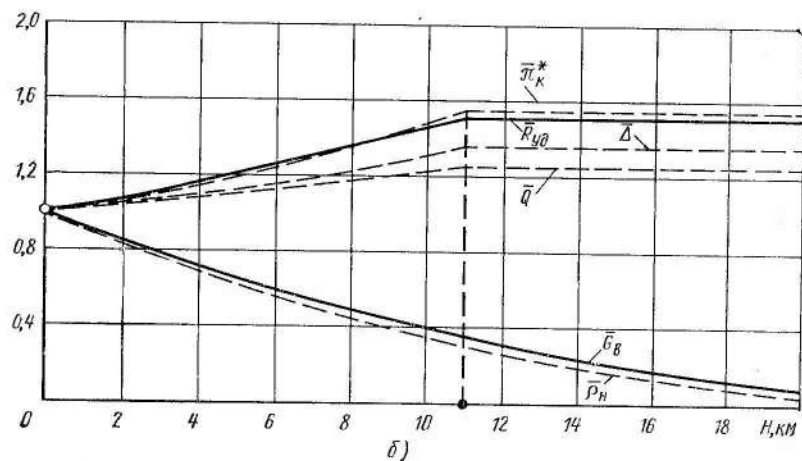
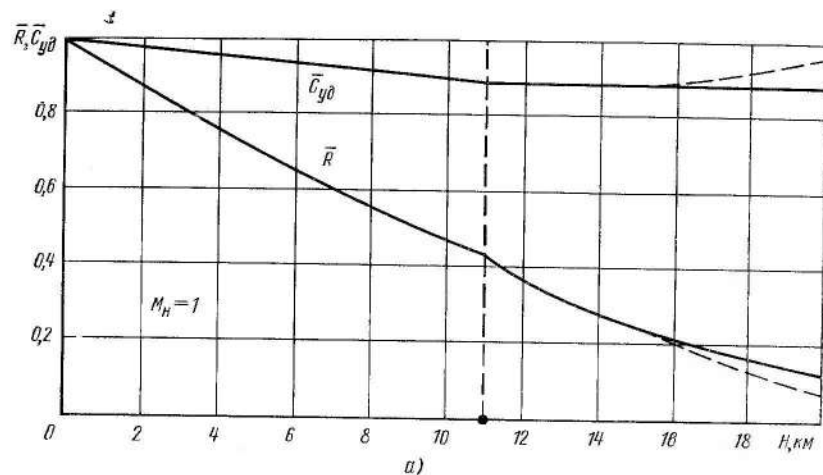


Рис. 15.8. Изменение основных параметров ТРД по высоте полета

ние π_{Σ} и Δ приводит к возрастанию $R_{уд}$ в диапазоне H от 0 до 11 км (см. рис. 15.8). При $H > 11$ км температура T_H сохраняется неизменной, поэтому π_{Σ} и Δ также остаются постоянными. По этой причине $R_{уд}$ на высотах более 11 км не изменяется.

Снижение $C_{уд}$ до высоты 11 км объясняется увеличением π_{Σ} и связанным с этим улучшением использования тепла. Такой характер изменения $C_{уд}$ по высоте можно установить также из формулы

(13.9): до высоты 11 км количество тепла Q возрастает (из-за уменьшения T_k^* при $T_T^* = \text{const}$), но в значительно меньшей степени, чем увеличивается $R_{уд}$ (см. рис. 15.8). На высотах более 11 км $C_{уд}$ будет оставаться неизменным, если Q и η_T будут постоянными.

Расход воздуха с высотой снижается очень значительно (см. рис. 15.8). Это объясняется уменьшением давления и плотности воздуха в окружающей атмосфере. При условии $T_T^* = \text{const}$ расход воздуха изменяется пропорционально давлению p_T^* перед турбиной. До высоты 11 км давление p_T^* снижается медленнее, чем давление p_H , так как возрастает π_k^* . Поэтому G_B до высоты 11 км падает медленнее, чем p_H и ρ_H . При $H > 11$ км $\pi_k^* = \text{const}$ и G_B начинает падать несколько интенсивнее, пропорционально уменьшению плотности окружающей атмосферы. В результате увеличения $R_{уд}$ и менее интенсивного снижения G_B тяга ТРД до высоты 11 км уменьшается медленнее, чем ρ_H , а на высотах более 11 км — пропорционально ρ_H .

Исходя из сказанного, можно сделать вывод о том, что расчет высотно-скоростных характеристик ТРД и ТРДФ указанным выше способом необходимо производить только до $H = 11$ км (см. рис. 15.1). На $H > 11$ км (в области отсутствия влияния Re и изменения η_T) следует принимать при $M_H = \text{const}$ постоянство $R_{уд}$ и $C_{уд}$, а тягу определять из соотношения

$$R_{H>11} = R_{H=11} Q_{H>11} / Q_{H=11}.$$

При этом рабочие точки на характеристиках элементов двигателя не изменяют своего расположения, а все относительные параметры двигателя остаются постоянными.

Вывод о постоянстве $R_{уд}$ и $C_{уд}$ при $H > 11$ км справедлив, однако лишь до таких высот полета, пока КПД элементов двигателя и коэффициент выделения тепла можно считать постоянными. На больших высотах при относительно невысоких скоростях полета снижение давления и соответственно плотности газа по всему тракту двигателя ведет к значительному уменьшению чисел Re в его проточной части, особенно у двигателей малой размерности. Это приводит к возрастанию вязкостного трения и повышению уровня потерь во всех элементах двигателя. Уменьшается также запас устойчивости воздухозаборника и компрессора. Снижение η_k^* и η_T^* при значениях Re , меньших критических, приводит к нарушению баланса мощностей компрессора и турбины и к снижению G_B , а чрезмерное падение давления в камерах сгорания — к снижению полноты и устойчивости горения. Все это приводит к ухудшению эксплуатационных свойств двигателя, снижению его тяги и ухудшению экономичности. Тяга на высотах более 11 км в этом случае падает интенсивнее ρ_H , что объясняется уменьшением $R_{уд}$ и дополнительным снижением G_B из-за уменьшения $q(\lambda_{\Sigma})$. Удельный расход топлива увеличивается как по причине уменьшения $R_{уд}$, так и за счет снижения η_T . Качественный характер протекания $\bar{R}$ и $\bar{C}_{уд}$ при $H > 11$ км для программы регулирования $n = \text{const}$; $T_T^* = \text{const}$ с

учетом возможного влияния изменения чисел Re и η_r показан на рис. 15.8, а штриховыми линиями.

Протекание высотных характеристик ТРД в области влияния чисел Re существенно зависит от программы регулирования двигателя. При программе $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ нарушение баланса мощностей компрессора и турбины вследствие снижения η_k^* и η_t^* компенсируется увеличением π_t^* , что приводит к весьма значительному снижению $R_{уд}$, а следовательно, и R из-за падения π_c и скорости истечения из сопла. Если же двигатель имеет программу регулирования $n = \text{const}$; $\pi_t^* = \text{const}$, уменьшение η_k^* и η_t^* неизбежно требует увеличения температуры T_r^* , которая может повышаться на несколько десятков градусов. Это в значительной степени компенсирует отрицательное влияние снижения η_k^* и η_t^* на удельную тягу. Но рост T_r^* приводит к дополнительному снижению $q(\lambda_b)$, что также вызывает относительное снижение R , но менее значительное, чем в первом случае. Наиболее неблагоприятным с точки зрения тяговых характеристик является регулирование двигателя по программе $T_r^* = \text{const}$; $\pi_t^* = \text{const}$. В данном случае нарушение баланса мощностей компрессора и турбины из-за снижения η_k^* и η_t^* приведет к уменьшению n , что вызовет падение π_k^* и $q(\lambda_b)$ и, следовательно, приведет к еще более значительному падению тяги с высотой, чем при $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$.

Высотные характеристики ТРДФ качественно имеют такой же характер протекания, как у ТРД, и не требуют отдельного рассмотрения.

Влияние расчетных параметров и программ регулирования на протекание относительных высотных характеристик ТРД и ТРДФ в области авиационности по числу Re существенно менее значительно, чем их влияние на протекание скоростных характеристик. Это объясняется сравнительно небольшим диапазоном изменения температуры T_H^* в пределах изменения H от 0 до 11 км при $M_H = \text{const}$, что обуславливает сравнительно малое отличие в протекании π_k^* , T_r^* и η_k^* при изменении указанных факторов. В частности, влияние программ регулирования, при которых $T_r^* \neq \text{const}$, на протекание относительных высотных характеристик противоположно их влиянию на протекание скоростных характеристик. Это объясняется тем, что с увеличением H температура T_H^* уменьшается и возрастает $n_{пр}$. Поэтому, если характеристика компрессора такова, что с увеличением $n_{пр}$ при $n = \text{const}$ значение T_r^* увеличивается, и это вызывает снижение темпа роста тяги по числу M полета, то для протекания высотной характеристики этот закон изменения T_r^* оказывается благоприятным (так как рост T_r^* с увеличением H до 11 км приводит к более интенсивному повышению $R_{уд}$ и, следовательно, менее интенсивному снижению тяги с высотой). Протекание высотных характеристик двухвальных двигателей не имеет принципиальных отличий от одновальных.

15.5. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Дроссельными характеристиками называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя, задаваемого положением РУД, при неизменных M_H и H и принятой программе регулирования.

Изменение режима работы ТРД в большинстве случаев сопровождается изменением частоты вращения его ротора. Поэтому дроссельные характеристики ТРД обычно изображают в виде зависимостей R и $C_{уд}$ от n и именуют характеристиками по частоте вращения. Более универсальный и удобный для практических целей способ представления дроссельных характеристик состоит в изображении зависимостей $C_{уд}$ от R для нескольких характерных режимов полета с указанием на этих зависимостях характерных режимов работы двигателя в виде отдельных точек.

Как указывалось, дросселирование двигателя, т. е. переход на пониженный режим его работы, может осуществляться при различных программах регулирования, что определяет различие в протекании дроссельных характеристик. На характер протекания дроссельных характеристик оказывают влияние также схема двигателя, его расчетные параметры и особенности регулирования компрессора. Вначале рассмотрим и объясним качественный характер протекания зависимостей R и $C_{уд}$ от n для одновального ТРД с регулируемым компрессором при условии $F_{кр} = \text{const}$. Такие характеристики для стендовых условий, построенные в относительных величинах, приведены на рис. 15.9. Точками на кривых отмечены характерные режимы в соответствии с указанной их номенклатурой.

Как видно, с уменьшением $\bar{n}$ тяга двигателя интенсивно снижается, а $\bar{C}_{уд}$ сначала уменьшается, достигает минимального значения в области крейсерских режимов, а затем увеличивается.

Для объяснения указанного протекания дроссельных характеристик рассмотрим предварительно, как изменяются в зависимости от $\bar{n}$ основные параметры турбокомпрессора. Изменение относительных величин π_k^* , $q(\lambda_b)$, η_k^* и T_r^* (или T_r^*/T_H^* , так как $T_H^* = \text{const}$) вдоль линии рабочих режимов (кривая 1 на рис. 15.10), а также КПД турбины η_t^* , соответствующее рассматриваемой программе регулирования, показано на рис. 15.11.

Уменьшение π_k^* и $G_b \sim q(\lambda_b)$ при дросселировании двигателя

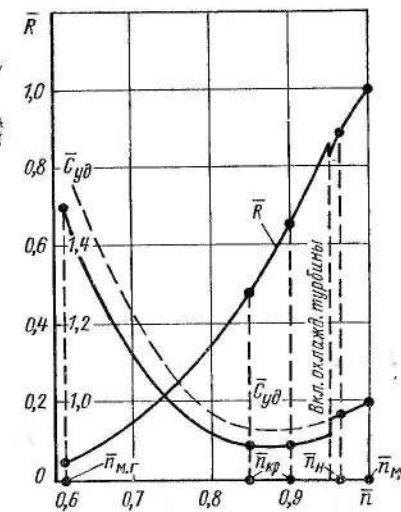


Рис. 15.9. Дроссельные характеристики ТРД

снижением $\bar{n}$ является вполне понятным. Ранее было дано также объяснение характера изменения η_K^* по $\bar{n}$ (см. рис. 14.5). Температура T_r^* , как видно, при уменьшении $\bar{n}$ вначале интенсивно снижается, причем в основном

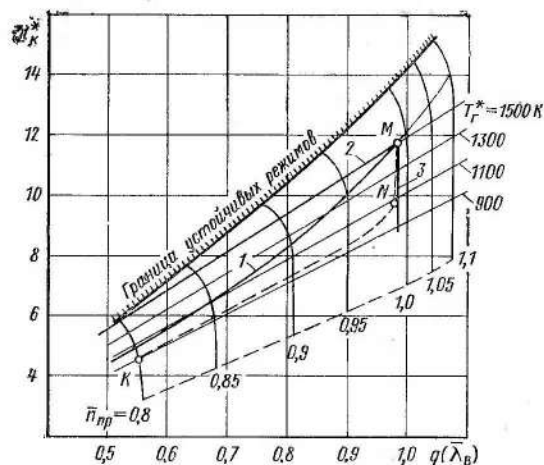


Рис. 15.10. Расположение рабочих линий на характеристике компрессора при различных способах дросселирования ТРД ($\pi_{K,r}^* = 12$; $q(\lambda_v)_p = 0.85$)

объясняется малым изменением параметров π_t^* и $n/\sqrt{T_r^*}$, задающих режим работы турбины. Только вблизи $n_{м.г}$ КПД турбины начинает уменьшаться из-за значительного снижения $n/\sqrt{T_r^*}$ и перехода турбины на нерасчетные режимы работы.

Указанный характер изменения T_r^* по $\bar{n}$ определяется балансом мощностей компрессора и турбины в соответствии с условием (14.20). Если бы при уменьшении $\bar{n}$ сохранялось постоянство η_K^* , η_t^* и π_t^* , то температура T_r^* (при $T_H^* = \text{const}$) должна была бы все время уменьшаться при снижении $\bar{n}$. Увеличение T_r^* вблизи $\bar{n}_{м.г}$ объясняется уменьшением КПД компрессора и турбины, а в условиях докритических перепадов в сопле (при малых M_H) — еще и снижением π_t^* . Очевидно, у двигателей с регулируемым компрессором, обеспечивающим более высокие значения η_K^* на нерасчетных режимах, повышение температуры T_r^* (а также и T_H^*) в области низких $\bar{n}$ будет менее значительным, чем у ТРД с нерегули-

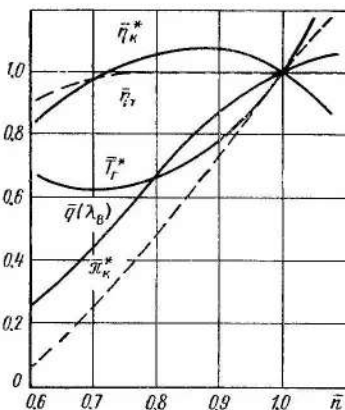


Рис. 15.11. Изменение относительных параметров ТРД по $\bar{n}$

руемым компрессором. Оно должно быть меньшим также в условиях полета на больших высотах по сравнению со стендовыми условиями, так как в этом случае практически $\pi_t^* = \text{const}$, а $\bar{n}_{м.г}$ обычно повышается с увеличением высоты полета.

При уменьшении $\bar{n}$ одновременное снижение π_K^* и T_r^* приводит к очень интенсивному уменьшению скорости c_c и удельной тяги двигателя. Но при более сильном дросселировании из-за начинающегося роста T_r^* снижение $R_{уд}$ несколько замедляется. Суммарная тяга при уменьшении $\bar{n}$ снижается еще быстрее, чем $R_{уд}$, из-за интенсивного уменьшения G_v , который изменяется пропорционально $q(\lambda_v)$. В стендовых условиях изменение $\bar{n}$ вблизи $\bar{n} = 1.0$ на 1% приводит к изменению R на 4—5%. В условиях полета чувствительность тяги к изменению $\bar{n}$ становится еще большей, что при примерно одинаковом темпе снижения c_c объясняется более интенсивным снижением $R_{уд}$ по сравнению с c_c . Этим обусловлены высокие требования к точности регулирования n в условиях эксплуатации.

На протекание $\bar{c}_{уд}$ по $\bar{n}$ решающее значение оказывают изменения π_K^* , T_r^* и η_K^* . Обычно при $\bar{n} = 1.0$ двигатель имеет не оптимальные параметры по экономичности — у него $T_r^* > T_{г.эк}^*$. В этом случае первоначальное дросселирование двигателя, сопровождающееся резким уменьшением T_r^* , является благоприятным для экономичности двигателя, так как, несмотря на уменьшение π_K^* , T_r^* приближается к $T_{г.эк}^*$. На этом участке дроссельной характеристики одновременно увеличивается η_K^* . Эти факторы приводят к снижению $C_{уд}$ при переходе с максимального на крейсерские режимы обычно на 5—10%. Дальнейшее дросселирование из-за значительного снижения π_K^* приводит к ухудшению использования тепла в цикле, и удельный расход топлива резко возрастает.

На протекание дроссельных характеристик высокотемпературных двигателей с охлаждением турбины воздухом, отбираемым от компрессора, оказывает влияние отключение охлаждения, которое производится обычно при $\bar{n} = 0.9 \dots 0.95$, когда T_r^* понижается настолько, что необходимость в охлаждении турбины отпадает. Подача на этих режимах в каналы системы охлаждения воздуха (обычно в количестве 5—10% от G_v) приводит к потере его работоспособности и к ухудшению экономичности двигателя. Его отключение, как видно из рис. 15.9, вызывает некоторое увеличение R (вследствие возрастания $R_{уд}$) и снижение $C_{уд}$. Летчик должен следить за выключением охлаждения при полете на крейсерских режимах по имеющейся сигнализации.

Влияние программы регулирования на протекание дроссельных характеристик ТРД. Рассмотрим характеристику компрессора, регулируемого поворотом направляющих аппаратов групп первых и последних ступеней, в зависимости от $n_{пр}$ (см. рис. 15.10). Здесь кривая 1 является рабочей линией при $F_{кр} = \text{const}$, построенной в соответствии с уравнением (14.30). Как указывалось, она является единой для построения как скоростных, так и дроссельных характеристик при условии $\pi_t^* = \text{const}$.

Если при дросселировании двигателя регулировать $F_{кр}$, то область возможного использования характеристики компрессора расширится. Если учитывать ограничение по прочности, считая, что $T_r^* \leq T_{r\max}^*$ и $n \leq n_{\max}$, то возможная для использования область режимов компрессора будет заключена между линиями 2 и 3, где линия 2 является рабочей линией для программы регулирования $T_r^* = T_{r\max}^* = \text{const}$, а линия 3 — для $n = n_{\max} = \text{const}$.

Для осуществления программы регулирования $T_r^* = \text{const}$ потребуется уменьшение площади $F_{кр}$ при снижении n , а рабочая линия будет совпадать с лучом $T_r^*/T_H^* = \text{const}$, проходящим через начало координат характеристики компрессора и исходную точку максимального режима M . Недостатком этой программы, кроме плохой экономичности, что будет показано ниже, является существенное уменьшение ΔK_y (кривая 2 при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ пересекает границу помпажа) и плохая приемистость — из-за невозможности осуществления переходного режима за счет кратковременного увеличения T_r^* (так как $T_r^* = T_{r\max}^*$).

Она поэтому здесь рассматривается как условная граница возможных режимов. Для реализации программы $n = \text{const}$, при которой рабочая линия совпадает с напорной кривой характеристики компрессора $n_{пр} = \text{const}$, проходящей через точку M , требуется увеличение площади $F_{кр}$ при дросселировании двигателя. В первом случае (кривая 2) снижение R осуществляется вследствие одновременного уменьшения G_v и $R_{уд}$, причем $R_{уд}$ снижается только из-за уменьшения π_k^* . Во втором случае (кривая 3) G_v сохраняется неизменным или несколько увеличивается (в зависимости от вида кривой $n_{пр} = \text{const}$), а снижение R происходит вследствие значительного уменьшения $R_{уд}$ из-за снижения π_k^* , а главное, очень интенсивного падения T_r^* . Между указанными предельными рабочими линиями могут быть осуществлены различные промежуточные способы дросселирования двигателя. Оптимальным, очевидно, будет такой способ дросселирования, при котором обеспечивается минимум $C_{уд}$ при каждом заданном значении тяги.

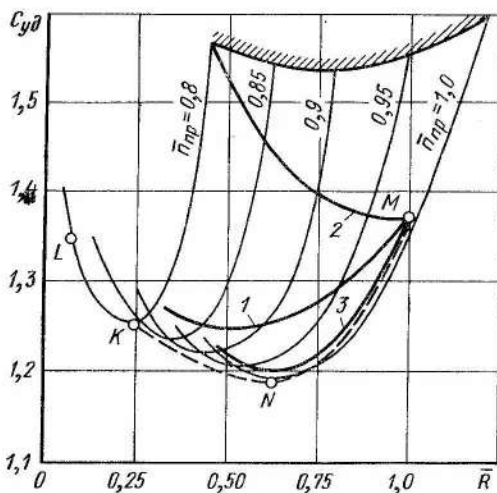


Рис. 15.12. Дроссельные характеристики ТРД при различных программах регулирования

Для выбора оптимальной программы дросселирования двигателя

обычно строят сетку дроссельных характеристик для всей указанной области возможных режимов работы компрессора, например вдоль линий $n_{пр} = \text{const}$, для заданных (или наиболее важных) режимов полета. Результаты таких расчетов для $M_H = 0,8$ и $H = 4$ км приведены на рис. 15.12, а на рис. 15.13 показано определенное расчетом потребное изменение T_r^* , $\bar{F}_{кр}$, $\bar{\pi}_t^*$ и $\bar{G}_{в.пр}$. Точка M в указанных условиях полета и при $n_{\max}$ соответствует $\bar{n}_{пр} = 0,985$. Кривые 1, 2 и 3 относятся к трем рассмотренным программам регулирования. Оптимальная же программа соответствует

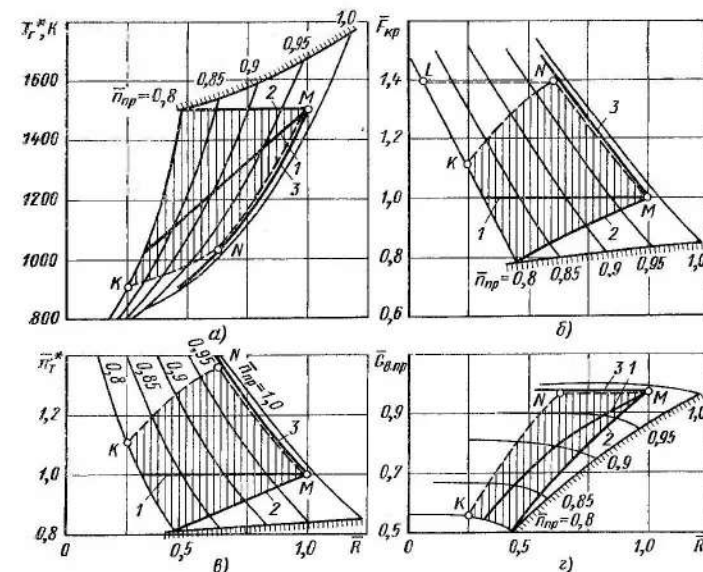


Рис. 15.13. Изменение T_r^* (а), $\bar{F}_{кр}$ (б), $\bar{\pi}_t^*$ (в) и $\bar{G}_{в.пр}$ (г) при дросселировании ТРД различными способами

огibaющей семейства кривых на рис. 15.12 (штриховая линия MNK). Как видно, наихудшая экономичность обеспечивается при $T_r^* = \text{const}$, что объясняется наиболее неблагоприятным сочетанием π_k^* и T_r^* в каждой точке дроссельной характеристики для этого случая (для каждого π_k^* значение $T_r^* \gg T_{r.эк}$). Наименьшие значения $C_{уд}$ для каждого заданного значения тяги получаются при поддержании на участке MN условия $n = \text{const}$, а затем на участке NK — определенного закона снижения n . Физически улучшение экономичности при более интенсивном снижении температуры T_r^* объясняется приближением ее к $T_{r.эк}$. Хотя внутренний КПД двигателя здесь все же снижается из-за уменьшения π_k^* , но повышается тяговый КПД вследствие интенсивного уменьшения скорости истечения c_c , чем и объясняется уменьшение $C_{уд}$. Как видно из

рис. 15.13, на участке MN следует увеличивать, а на участке NK — уменьшать π_t^* и $F_{кр}$. Если при достижении точки N площадь $F_{кр}$ оставить постоянной (полностью раскрытой — линия ML на рис. 15.13, б), то можно получить на пониженных режимах двигателя заданную тягу при некотором проигрыше в $C_{уд}$, но при более низких T_r^* и высоких n и увеличить тем самым $n_{м.г.}$.

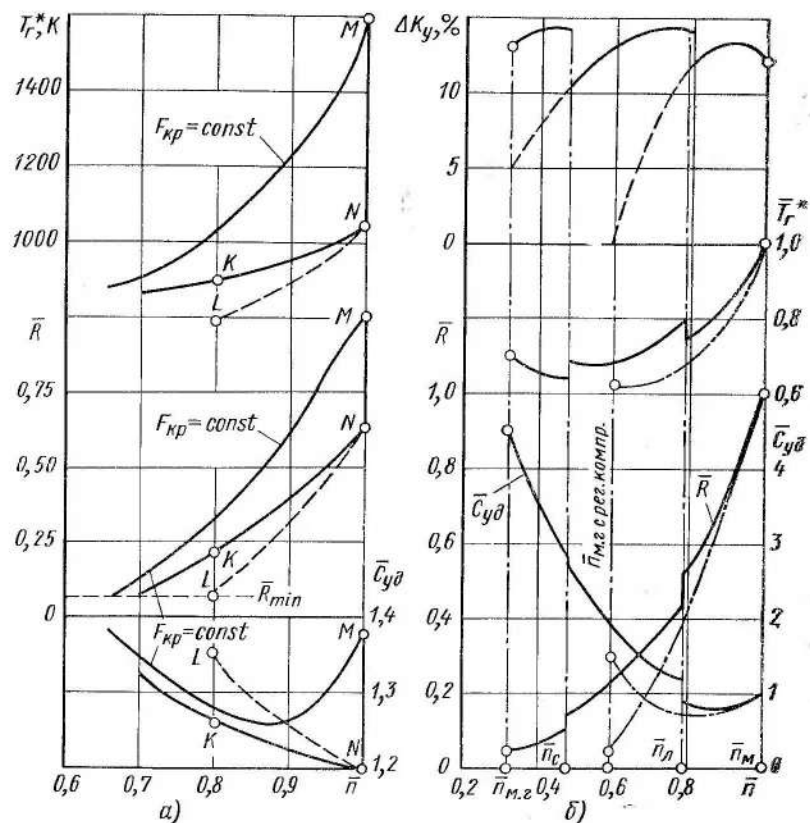


Рис. 15.14. Возможное протекание дроссельных характеристик ТРД

Это видно из рис. 15.14, а, где дано сравнение дроссельных характеристик по $\bar{n}$ для $F_{кр} = \text{const}$ и для изменения $F_{кр}$ по линиям MNK и MNL . В последнем случае $\bar{n}_{м.г.}$ увеличивается от 0,7 до 0,8 при одинаковых значениях $\bar{R}_{\min}$. Поскольку область режимов вблизи $n_{м.г.}$ является нерабочей, то проигрыш в $C_{уд}$ в этой области не имеет существенного значения, но сочетание низких T_r^* и высоких n на пониженных режимах позволяет снизить время приемистости двигателя, как за счет уменьшения интервала между $n_{м.г.}$ и $n_{\max}$, так и за счет большего запаса по $\Delta T_r^* = T_{r^* \max} - T_r^*$ на режи-

мах разгона. Поэтому на практике всегда применяют раскрытие сопла на режиме малого газа. Еще более значительное увеличение $\bar{n}_{м.г.}$ у двигателей с регулируемым компрессором достигается дополнительным его регулированием на снижение L_k (путем поворота лопаток НА последних ступеней на прикрытие).

Помимо снижения $C_{уд}$ и возможности улучшения разгонных характеристик двигателя, оптимальная программа дросселирования ТРД обеспечивает повышение запаса устойчивости компрессора вследствие удаления рабочей точки от границы помпажа, а значительное понижение T_r^* благоприятно сказывается на надежности работы двигателя. Недостатком программного изменения площади $F_{кр}$, помимо сложности, является то, что увеличение π_t^* приводит к повышению коэффициента нагрузки турбины и числа M на выходе из нее. Это во избежание сильного снижения η_t^* может потребовать увеличения размеров турбины.

Заметим, что еще более выгодным было бы осуществлять дросселирование ТРД уменьшением T_r^* при $\pi_k^* = \text{const}$, т. е. с сохранением неизменного режима работы компрессора. Но такая программа требует регулирования кроме $F_{кр}$ еще и F_c , а. В этом случае снижение тяги будет осуществляться практически при постоянстве внутреннего и с ростом тягового КПД. Несмотря на сложность реализации указанного регулирования, оно по идее является перспективным, так как могло бы обеспечить наилучшую экономичность при дросселировании ТРД.

Дросселирование ТРД с нерегулируемым компрессором сопровождается существенным снижением ΔK_y , поэтому в целях сохранения допустимого запаса устойчивости обычно применяют перепуск воздуха и регулирование площади $F_{кр}$. Может использоваться также поворот лопаток ВНА. На рис. 15.14, б показан один из возможных вариантов дроссельных характеристик ТРД с нерегулируемым компрессором, но с перепуском воздуха и двухпозиционным регулируемым соплом. Здесь же сверху показано изменение по $\bar{n}$ параметров T_r^* и ΔK_y . Объясним протекание этих зависимостей.

В диапазоне изменения $\bar{n}$ от $\bar{n}_m$ до $\bar{n}_n$ площадь $F_{кр}$ прикрыта, а ленты перепуска закрыты. В этом диапазоне изменения $\bar{n}$ характеристики качественно не отличаются от рассмотренных ранее. При $\bar{n} = \bar{n}_n$ вследствие открытия ленты перепуска скачкообразно уменьшается R и увеличивается $C_{уд}$. Снижение R при $n = n_n$ в основном является следствием уменьшения G_r из-за увеличения T_r^* в соответствии с условием $G_r \sqrt{T_r^* / p_r^*} = \text{const}$. Увеличение T_r^* требуется из условия баланса работ турбины и компрессора для поддержания $\bar{n} = \text{const}$ (с учетом увеличения работы на сжатие воздуха, перепускаемого в атмосферу). Скачкообразное увеличение $C_{уд}$ при открытии ленты перепуска объясняется термодинамически невыгодным изменением параметров процесса (рост T_r^* при $\pi_k^* = \text{const}$) и тем, что часть энергии топлива непроизводительно расходуется на сжатие перепускаемого в атмосферу воздуха (Q увеличивается, а $R_{уд}$ падает). Значение ΔK_y при открытии ленты перепуска существенно возрастает, что видно из рис. 15.14, б. При $\bar{n} = \bar{n}_c$ раскрывается сопло и, следовательно, увеличивается π_t^* и уменьшается T_r^* , что

приводит вновь к скачкообразному уменьшению тяги из-за уменьшения p_t^* и T_t^* , а следовательно, c_c и $R_{уд}$, несмотря на небольшое увеличение G_b . Значение $C_{уд}$ при раскрытии сопла обычно изменяется мало. Это объясняется тем, что, с одной стороны, уменьшается T_t^* , что должно приводить к снижению $C_{уд}$, но, с другой стороны, снижаются π_n^* и η_n^* , а также уменьшается η_t^* из-за увеличения π_t^* , что ухудшает экономичность.

Увеличение $F_{кр}$ на пониженных режимах выгодно по ряду причин, и поэтому используется практически на всех двигателях. Это дает повышение ΔK_y , снижает T_t^* и увеличивает $n_{м.т.}$, что повышает устойчивость и улучшает приемистость двигателя. Штрихпунктирными линиями на рис. 15.14, б также показано относительное протекание дроссельных характеристик ТРД с регулируемым компрессором, с одинаковыми расчетными параметрами и непрерывным увеличением площади $F_{кр}$ при уборке РУД. Главное отличие состоит в том, что ТРД с регулируемым компрессором имеет на крейсерских режимах меньшие удельные расходы топлива, что объясняется более высокими η_n^* и меньшими T_t^* (последнее обусловлено как увеличением $F_{кр}$, так и более высокими η_k^*). Другим отличием является более высокое значение $n_{м.т.}$, на что указывалось выше.

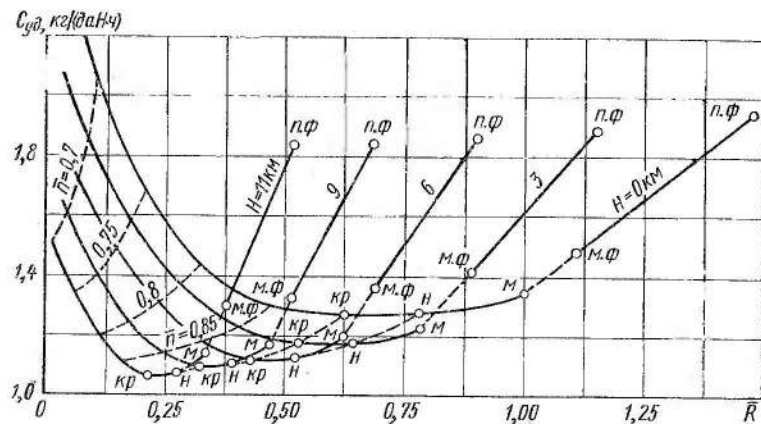


Рис. 15.16. Дроссельные характеристики ТРДФ для различных высот полета при $M_H = 0,8$

Дроссельные характеристики ТРДФ. Такие характеристики, построенные в виде зависимостей $C_{уд} = f(R)$, показаны на рис. 15.15. Здесь точки *п.ф.*, *м.ф.*, *м.н.* и *кр.* относятся к полному форсажному, минимальному форсажному, максимальному ($\bar{n} = 1,0$), номинальному ($\bar{n} = 0,95$) и крейсерскому ($\bar{n} = 0,9$) режимам. На бесфорсажных режимах, где принято условие $F_{кр} = \text{const}$, они не отличаются от соответствующих (рассмотренных выше) дроссельных характеристик ТРД. Переход на режим полного форсажа

и дросселирование форсажа может осуществляться различными способами. В рассматриваемом случае, как обычно, принято, что дросселирование форсажа при заданном числе M_H осуществляется снижением температуры $T_{ф}^*$ (уменьшением степени форсирования) при неизменном режиме работы турбокомпрессора. Такой способ дросселирования ТРДФ является наиболее экономичным, так как на всех форсажных режимах обеспечивается наибольшее возможное давление газа в форсажной камере, соответствующее $n = n_{\text{max}}$ и $T_t^* = T_{t\text{max}}^*$. Программа регулирования для этого случая записывается в виде условий

$$n = \text{const}; \quad \pi_t^* = \text{const} (F_{кр.ф} = \text{var}). \quad (15.1)$$

Снижение форсажной тяги обеспечивается по программе регулирования 15.1 при неизменном запасе устойчивости компрессора и входного устройства и сопровождается уменьшением $C_{уд.ф}$. При

этом $F_{кр.ф} \approx \text{const} \sqrt{T_{ф}^*}$. Объяснение причин улучшения экономичности ТРДФ при уменьшении степени форсирования было дано в гл. 13. Разрыв дроссельных характеристик между точками *м* и *м.ф.* объясняется трудностью обеспечения устойчивой работы форсажной камеры в области низких $T_{ф}^*$ (высоких α_2). Зависимости $C_{уд.ф}$ от $R_{ф}$ между точками *м.ф.* и *п.ф.* близки к прямым, проходящим через точки *м*.

Возможны другие способы дросселирования ТРДФ на форсажных режимах. Например, снижение форсажной тяги может осуществляться при $F_{кр.ф} = \text{const}$ уменьшением подачи топлива в основную камеру сгорания с сохранением $\pi_t^* = \text{const}$. При этом уменьшаются π_k^* и G_b , что требует для поддержания $\pi_t^* = \text{const}$ снижения $G_{т.ф.}$. Вследствие этого наряду с уменьшением G_b происходит одновременное снижение T_t^* и $T_{ф}^*$, чем обеспечивается значительное уменьшение форсажной тяги (при относительно небольшом, допустимом по устойчивости горения, увеличении α_2). Но удельный расход топлива при дросселировании форсажа снижается в меньшей степени, чем в первом случае, так как понижение давления p_t^* за турбиной (вследствие уменьшения π_k^*) приводит к ухудшению теплоиспользования форсажного топлива. Программу регулирования для этого способа дросселирования форсажа можно записать в следующем виде:

$$\pi_t^* = \text{const}; \quad F_{кр.ф} = \text{const} (n = \text{var}). \quad (15.2)$$

При программе регулирования (15.2) рабочая точка на характеристике компрессора не сохраняет своего неизменного расположения, как при программе (15.1), а перемещается вдоль линии рабочих режимов вниз (рис. 15.16), что может привести к снижению запаса устойчивости нерегулируемого компрессора, а при сверхзвуковом полете — также и воздухозаборника.

Снижение форсажной тяги на заданном режиме полета при $F_{кр.ф} = \text{const}$ можно осуществлять уменьшением подачи форсажного топлива при $n = \text{const}$. В этом случае также падает давление p_t^* за турбиной и для сохранения частоты вращения турбокомпрессора требуется снижение подачи топлива в основную камеру сгорания. Этот способ дросселирования форсажа, соответствующий программе регулирования

$$n = \text{const}; \quad F_{кр.ф} = \text{const} (\pi_t^* = \text{var}), \quad (15.3)$$

по экономичности и по изменению α_2 занимает промежуточное положение по

отношению к программам (15.1) и (15.2). Рабочая точка на характеристике компрессора в этом случае удаляется от границы устойчивых режимов вдоль линии $n_{np} = \text{const}$ (см. рис. 15.16). Неизменность положения створок сопла и постоянство n обеспечивают хорошую приемистость.

На рис. 15.17 дано сравнение относительного протекания характеристик ТРДФ на режимах частичного форсажа при трех рассмотренных выше программах регулирования. Тяги и удельные расходы топлива отнесены здесь к их значениям на максимальном режиме. Как видно, при программе 15.1 обеспечивается наилучшая экономичность на режимах частичного и минимального форсажей, но коэффициент избытка воздуха α_z в этом случае изменяется в наибольшей степени, что должно специально учитываться при расчетах и проектировании форсажной камеры сгорания.

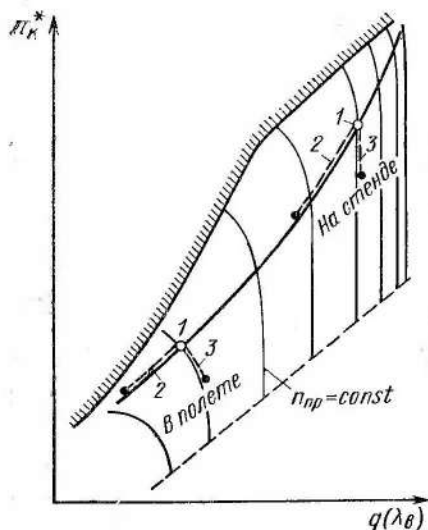


Рис. 15.16. Расположение рабочих линий в поле характеристик компрессора при различных способах дросселирования ТРДФ:

1 — по программе (15.1); 2 — по программе (15.2); 3 — по программе (15.3)

15.6. ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММ РЕГУЛИРОВАНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД И ТРДФ

В отличие от одновальных ТРД, которые имеют два основных регулируемых параметра турбокомпрессора — n и T_r^* , у двухвальных ТРД таких параметров при — n_n , n_b и T_r^* . (Частоту вращения РНД обозначают также n_1 , а РВД — n_2). Для их независимого изменения следовало бы иметь три регулирующих фактора. Но при нерегулируемых каскадах компрессоров и турбин регулирующих факторов у двухвального ТРД всего два — G_T и $F_{кр}$.

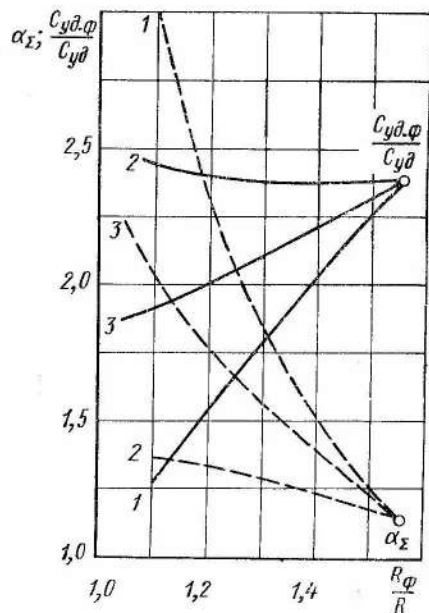


Рис. 15.17. Сравнение протекания $C_{уд.φ}/C_{уд}$ и α_z при различных способах дросселирования ТРДФ ($\pi_{кр.р} = 12$; $T_r^* = 1200$ К; $\alpha_{зр} = 1,15$):

1 — (15.1); 2 — (15.2); 3 — (15.3)

Это позволяет изменять независимо только два из трех указанных параметров, например n_n и T_r^* или n_b и T_r^* . Однако стремление к простоте конструкции, а также слабая зависимость режима работы ротора высокого давления от изменения площади $F_{кр}$ явились причиной значительного распространения двухвальных ТРД с нерегулируемой площадью $F_{кр}$. У таких двигателей имеется возможность независимого изменения только одного из указанных параметров, а два других изменяются при этом по определенной закономерности. У двухвальных ТРД с нерегулируемой проточной частью (при $F_{кр} = \text{const}$) могут рассматриваться три варианта программ регулирования:

$$T_r^* = \text{const}; \pi_r^* = \text{const}; \quad (15.4)$$

$$n_b = \text{const}; \pi_r^* = \text{const}; \quad (15.5)$$

$$n_n = \text{const}; \pi_r^* = \text{const}. \quad (15.6)$$

Заметим, что в данном случае, поскольку $\pi_r^* = \text{const}$, условия $T_r^* = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$ эквивалентны. Рассмотрим для каждой из этих программ характер изменения зависимых регулируемых параметров от температуры T_b^* , определяющей режим работы двигателя.

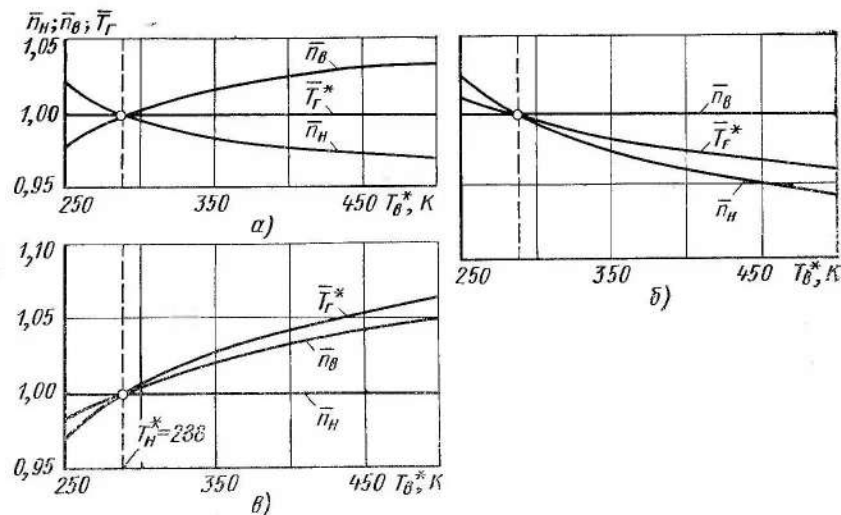


Рис. 15.18. Изменение $\bar{n}_n$, $\bar{n}_b$ и $\bar{T}_r^*$ у двухвального ТРД при различных программах регулирования ($\pi_{кр.р} = 9$):

а — (15.4); б — (15.5); в — (15.6)

При программе регулирования (15.4) с увеличением температуры T_b^* частота вращения n_b увеличивается, а n_n уменьшается (рис. 15.18, а). Объясняется это тем, что с увеличением T_b^* снижается $\pi_{кр}^* = \pi_{кнд}^* \pi_{квд}^*$, что приводит, как указывалось ранее,

к определенному рассогласованию работы первых и последних ступеней. На первых ступенях наблюдается увеличение углов атаки, а следовательно, и потребной работы на привод КНД при $n_{\text{н}} = \text{const}$. На последних ступенях углы атаки уменьшаются и снижается работа, требуемая для привода КВД с $n_{\text{в}} = \text{const}$. Эффективная же работа турбин при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, как было установлено в подразд. 14.4, при этом не изменяется. В результате $n_{\text{н}}$ уменьшается, а $n_{\text{в}}$ увеличивается, что приводит к увеличению скольжения роторов $S = n_{\text{в}}/n_{\text{н}}$ с ростом $T_{\text{в}}^*$.

При программе (15.5) с увеличением температуры $T_{\text{в}}^*$ температура $T_{\text{г}}^*$ снижается, и тем более значительно, чем ниже расчетное значение $\pi_{\text{квд}}^*$. Это является следствием того, что турбокомпрессор высокого давления ведет себя в данном случае как обычный одновальный ТРД с малым значением $\pi_{\text{к.р.}}^*$, причем для него справедливы зависимости, показанные на рис. 14.7 при замене $T_{\text{в}}^*$ на $T_{\text{г}}^*$. Снижение $T_{\text{г}}^*$ при программе (15.5) вызывает более резкое уменьшение $n_{\text{н}}$ при увеличении $T_{\text{в}}^*$ по сравнению с программой (15.4), как это видно из рис. 15.18, б. При программе (15.6) увеличение $T_{\text{в}}^*$ требует повышения $T_{\text{г}}^*$, а это приводит к возрастанию $n_{\text{в}}$ более сильному, чем при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ (рис. 15.18, в).

Скольжение роторов во всех случаях с возрастанием $T_{\text{в}}^*$ увеличивается, что благоприятно отражается на $\Delta K_{\text{у}}$. Заметим, что на установившихся режимах работы у рассматриваемых ТРД S однозначно определяется только степенью повышения давления воздуха в компрессоре, поэтому при всех рассмотренных программах зависимость $S = f(\pi_{\text{кк}}^*)$ является одинаковой.

В области отсутствия ограничений и при одинаковых расчетных параметрах двухвальные ТРД каких-либо качественных отличий от одновальных ТРД в протекании характеристик не имеют. Но выбор программы регулирования влияет на их количественные показатели. На рис. 15.19 дано сравнение скоростных характеристик двухвального ТРД при трех рассмотренных программах регулирования, а на рис. 15.20 показано изменение $T_{\text{г}}^*$, $\bar{n}_{\text{в}}$ и $\bar{n}_{\text{н}}$ по $M_{\text{н}}$. Как видно, тяговые характеристики при программе (15.4) занимают промежуточное положение. Здесь при всех числах M полета максимально используются температурные возможности двигателя. При программе (15.5) вследствие снижения температуры $T_{\text{г}}^*$ с ростом $T_{\text{в}}^*$ получается «недобор» тяги при больших $M_{\text{н}}$. В случае же применения программы регулирования (15.6) тяга с ростом $M_{\text{н}}$ возрастает наиболее интенсивно вследствие повышения $T_{\text{г}}^*$ и $n_{\text{в}}$, что, в свою очередь, обеспечивает более интенсивное увеличение $R_{\text{уд}}$ и $G_{\text{в}}$ по $M_{\text{н}}$. Для одинаковых допустимых значений $T_{\text{г}}^*$ на больших $M_{\text{н}}$ при программе (15.6) будет «недобор» тяги при малых $M_{\text{н}}$. В случаях (15.4) и (15.5) $C_{\text{уд}}$ отличаются мало, так как с ростом $T_{\text{в}}^*$ понижение $T_{\text{г}}^*$ у двигателей с $n_{\text{в}} = \text{const}$ компенсируется более высокими $\pi_{\text{к}}^*$ у двигателей с $T_{\text{г}}^* = \text{const}$. В случае (15.6) $C_{\text{уд}}$ при больших $M_{\text{н}}$ несколько выше из-за роста $T_{\text{г}}^*$.

Всережимное изменение площади $F_{\text{кр}}$ позволяет обеспечить не-

зависимое задание двух регулируемых параметров с двухвального ТРД. При использовании регулятора $T_{\text{г}}^*$, обычно применяемого на практике, возможные программы регулирования для этого случая имеют вид

$$n_{\text{н}} = \text{const}; \quad T_{\text{г}}^* = \text{const}; \quad (15.7)$$

$$n_{\text{в}} = \text{const}; \quad T_{\text{г}}^* = \text{const}. \quad (15.8)$$

Применение программы $n_{\text{в}} = \text{const}; n_{\text{н}} = \text{const}$ не имеет смысла, так как при этом $S = \text{const}$ и двухвальный ТРД становится эквивалентным одновальному ТРД с нерегулируемым компрессором.

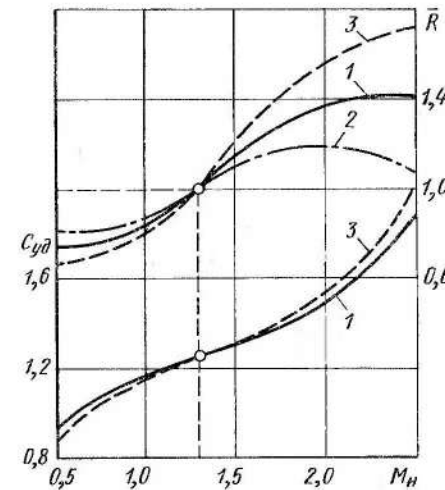


Рис. 15.19. Скоростные характеристики двухвального ТРД при различных программах регулирования:
1—(15.4); 2—(15.5); 3—(15.6)

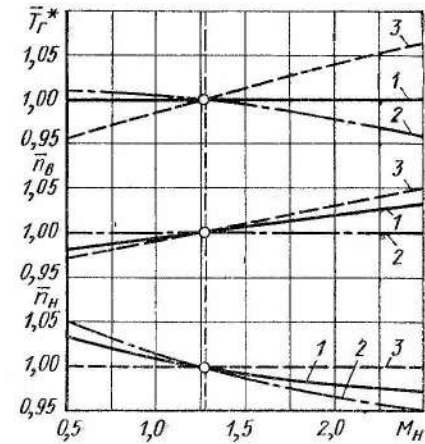


Рис. 15.20. Изменение $\bar{n}_{\text{н}}$, $\bar{n}_{\text{в}}$ и $T_{\text{г}}^*$ по $M_{\text{н}}$ ($\pi_{\text{кк}}^* = 9$, $H = 11$ км) при различных программах регулирования:
1—(15.4); 2—(15.5); 3—(15.6)

При программе (15.7) для предотвращения повышения $T_{\text{г}}^*$ с ростом $T_{\text{в}}^*$ необходимо увеличивать $F_{\text{кр}}$ и соответственно $\pi_{\text{квд}}^*$. При этом $n_{\text{в}}$ будет повышаться с ростом $T_{\text{в}}^*$, но в меньшей степени, чем при программе (15.6). Рост R по $M_{\text{н}}$ при этом будет менее интенсивным, чем при программе (15.6), но более интенсивным, чем при (15.4) и (15.5). Преимущество программы (15.7) состоит в лучшем использовании возможностей двигателя по тяге в широком диапазоне $M_{\text{н}}$. Ее недостаток — меньший рост S по $T_{\text{в}}^*$, что снижает $\Delta K_{\text{у}}$ при больших $M_{\text{н}}$ (малых $n_{\text{н.пр}}$). Программа (15.8) не имеет преимуществ перед (15.7), но сложнее в реализации.

Двухвальные ТРД имеют, как правило, комбинированные программы регулирования. Это объясняется требованием иметь максимально возможную тягу на всех режимах полета с учетом при-

этом прочностных ограничений. У двигателей с $\pi_t^* = \text{const}$ в качестве основной обычно используется программа (15.6). Раскрутка РВД и обеспечиваемый этим рост $T_{г^*}$ и $G_{в}$ при увеличении M_H благоприятно сказывается на соотношении потребных и располагаемых тяг. Но после достижения $n_{в} = n_{в \max}$ (или $T_{г^*} = T_{г^* \max}$) для ограничения их дальнейшего роста осуществляется переход к программе (15.5). При $F_{кр} = \text{var}$ за основу принимается регулирование $T_{т^*}$

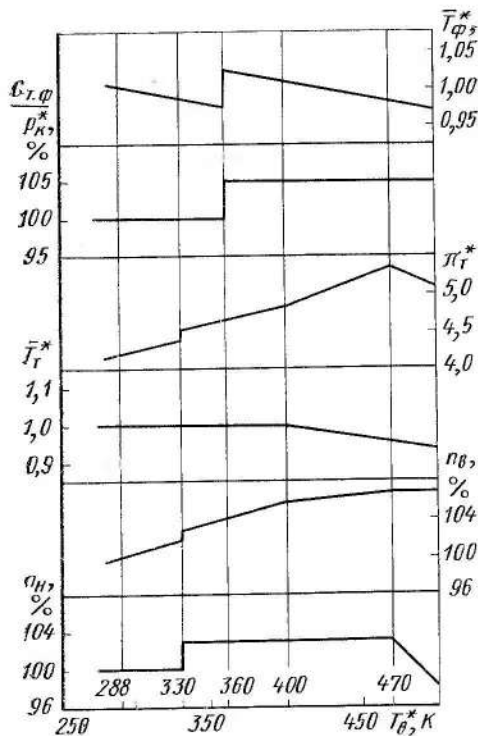


Рис. 15.21. Пример комбинированной программы регулирования двухвального ТРДФ

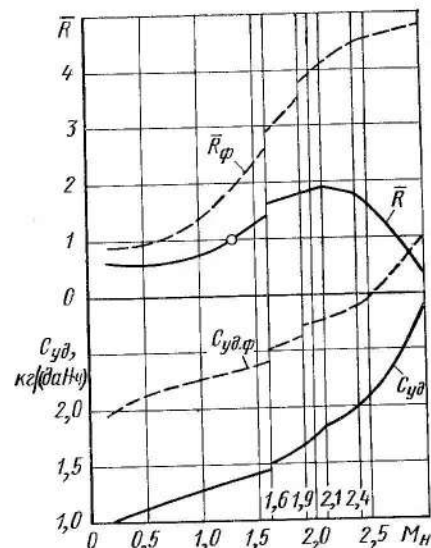


Рис. 15.22. Скоростные характеристики ТРДФ при комбинированной программе регулирования

по закону, обеспечивающему максимальное использование температурных возможностей турбины. Пример подобной программы дан на рис. 15.21. Здесь при $T_{в^*} < 330$ К используется программа $n_{в} = \text{const}$; $T_{т^*} = \text{const}$, приводящая к увеличению $n_{в}$ по $T_{в^*}$. При $T_{в^*} = 330$ К осуществляется раскрутка роторов (на 3% по $n_{в}$) без увеличения $T_{т^*}$ (холодная раскрутка). При $T_{в^*} > 400$ К принят определенный из условий прочности турбины закон снижения $T_{т^*}$ по $T_{г^*}$, что приводит к замедлению интенсивности роста $n_{в}$ по $T_{в^*}$. При $T_{в^*} = 470$ К достигается $n_{в \max}$ и далее осуществляется регулирование $n_{в} = \text{const}$; $T_{т^*} = f(T_{в^*})$, что соответствует ограничению по прочности РВД. Здесь же показан характерный для ТРДФ закон подачи

$G_{т.ф}$. При $T_{в^*} = 360$ К в данном случае осуществляется ступенчатое увеличение $G_{т.ф}/P_{к^*}$ в целях повышения $T_{ф^*}$.

Заметим, что мероприятия по поддержанию $T_{т^*} = \text{const}$, раскрутке роторов ($n_{н}$ увеличивается интенсивнее, чем $n_{в}$) и уменьшению $T_{т^*}$ по $T_{в^*}$, требующие увеличения $F_{кр}$, вызывают замедление роста S и снижение ΔK_y по сравнению со случаем $F_{кр} = \text{const}$.

На режимах форсажа дополнительным условием регулирования двухвальных ТРДФ обычно может быть $G_{т.ф}/P_{к^*} = \text{const}$, либо $\pi_t^* = \text{const}$, и в этом отношении они не имеют отличий от одновальных ТРДФ.

В качестве примера на рис. 15.22 показано протекание скоростных характеристик двухвального ТРДФ для $H = 11$ км на режимах максимальном и полного форсажа для случая использования приведенной на рис. 15.21 комбинированной программы регулирования турбокомпрессора. Характерным значениям $T_{в^*}$ на рис. 15.21 в условиях $H \geq 11$ км соответствуют $M_H = 1,6; 1,9; 2,1$ и $2,4$. Как видно из рис. 15.22, при сменах программ регулирования на характеристиках появляются слабо заметные изломы, а в момент осуществления раскрутки и ступенчатого повышения $G_{т.ф}/P_{к^*}$ — уступы в зависимостях тяг и удельных расходов топлива от M_H . При $M_H = 1,6$ увеличение R и $R_{ф}$ объясняется возрастанием вследствие раскрутки роторов $G_{в}$, $\pi_{г^*}$ и небольшим увеличением $T_{г^*}$ (вызванным повышением $\pi_{т^*}$ при $T_{т^*} = \text{const}$). На $C_{уд}$ и $C_{уд.ф}$ это влияет мало. При $M_H = 1,9$ увеличение $G_{т.ф}/P_{к^*}$ приводит к повышению $R_{ф}$ и $C_{уд.ф}$ из-за возрастания $T_{ф^*}$.

В протекании дроссельных характеристик двухвальных ТРД и ТРДФ нет каких-либо существенных отличий от соответствующих характеристик ТРД и ТРДФ с регулируемым компрессором. Характерным является увеличение S при дросселировании (более интенсивное уменьшение $n_{в}$, чем $n_{н}$). Этим обеспечиваются достаточные для условий эксплуатации запасы устойчивости компрессора.

15.7. ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ТРД

В технической документации на двигатели даются их характеристики, приведенные к стандартным атмосферным условиям. Приведение данных испытаний к стандартным условиям осуществляется обычно по формулам, получаемым с использованием теории подобия.

Для осуществления подобия течения газовых потоков в геометрически подобных элементах ГТД на установившихся режимах их работы должны выполняться определенные условия. Для компрессоров и турбин условием газодинамического подобия является постоянство чисел M в абсолютном и переносном движениях; для входных устройств — постоянство M_H и чисел M на выходе; для элементов ГТД, имеющих форму каналов (сопло, диффузор), — постоянство чисел M в каком-либо характерном сечении и т. д. Подобие течений при определенных условиях может осуществляться также в группе элементов двигателя или сразу во всем двигателе. В таком случае можно говорить о подобии режимов данной груп-

пы элементов (частичное подобие) или двигателя в целом (полное подобие).

Важное практическое значение для ГТД имеет рассмотрение подобия режимов турбокомпрессорной части двигателя, т. е. всех элементов, расположенных между входом в компрессор и критическим сечением выходного сопла. При сверхкритических перепадах давлений в выходном сопле, т. е. при условии $M_{кр}=1$, единственным критерием, определяющим подобие режимов работы турбокомпрессора, является равенство чисел M_u по окружной скорости или, что то же самое, равенство приведенных частот вращения. Достаточность этого условия была доказана в гл. 11 при рассмотрении совместной работы элементов турбокомпрессора. В указанном случае подобие режимов обеспечивает неизменность расположения рабочих точек на характеристиках компрессора и турбины (случай $\pi_t^* = \text{const}$) и, как следствие, равенство $q(\lambda_b)$, π_k^* , π_t^* , T_t^*/T_H^* , η_k^* , η_t^* и других относительных величин.

При докритических перепадах давлений в нерегулируемом выходном сопле для осуществления подобных режимов турбокомпрессора взамен условия $M_{кр}=1$ необходимо иметь, кроме $n_{пр} = \text{const}$, равенство еще одного критерия подобия. Им может быть параметр $q(\lambda_b)$, отношение давлений $p_b^*/p_{кр}^*$ и др.

Следует заметить, что при указанных условиях режимы работы камер сгорания, строго говоря, не являются подобными. Это объясняется сложностью физико-химических процессов в камерах сгорания и зависимостью их от ряда других критериев подобия, кроме чисел M . Но вносимые этим погрешности в отклонение средних параметров на выходе из камеры сгорания от значений, соответствующих условиям подобия, как показывает опытная проверка, весьма незначительны.

Требование геометрического подобия означает, что все регулируемые элементы проточной части, как-то: поворотные лопатки, регулируемые сопла, подвижные элементы входного устройства и т. п., должны находиться в одном и том же неизменном положении или в одинаковых положениях. Для обеспечения полного подобия должно соблюдаться также геометрическое подобие всех элементов силовой установки, обтекаемых внешним потоком, а также равенство углов атаки и скольжения.

Достаточным условием подобия для двигателя в целом (при наличии геометрического подобия) является равенство двух критериев подобия:

$$M_H = \text{const}; \quad n_{пр} = \text{const}. \quad (15.9)$$

Достаточность этих условий для обеспечения полного подобия режимов двигателя вытекает из рассмотренных ранее положений о критериях подобия для турбокомпрессора, входного устройства и выходного устройства. При наличии геометрического подобия ($F_{кр} = \text{const}$) условие (15.9) обеспечивает подобие режимов работы турбокомпрессора, а следовательно, равенство $q(\lambda_b)$ и p_t^*/p_b^* . Постоянство же M_H и $q(\lambda_b)$ служит достаточным условием подо-

бия для входного устройства, следствием которого является постоянство p_b^*/p_H^* . Наконец, критерием подобия для выходного устройства, как указывалось в гл. 10, служит условие $\pi_{с.п} = \text{const}$

(при $M_H = \text{const}$), что также выполняется, поскольку $\pi_{с.п} = \frac{p_t^*}{p_b^*} \times \frac{p_b^*}{p_H^*} = \text{const}$. В двухвальных ТРД при условии $M_H = \text{const}$ полное

подобие режимов двигателя при геометрическом подобии обеспечивается равенством приведенных частот вращения одного из роторов. Очевидно, что при $M_H = 0$, единственным определяющим условием подобия является равенство $n_{пр}$ (или $n_{H,пр}$).

Газодинамическое подобие режимов двигателя характеризуется тем, что любые безразмерные отношения параметров газового потока, взятые в соответственно расположенных сечениях двигателя, остаются неизменными. В частности, в таком случае выполняются следующие соотношения:

$$\frac{p_i^*}{p_H^*} = \text{const}; \quad \frac{T_i^*}{T_H^*} = \text{const}; \quad \frac{c_i}{\sqrt{T_i^*}} = \text{const}; \quad M_i = \text{const}; \quad \eta_j = \text{const}, \quad (15.10)$$

где индекс «i» обозначает произвольное сечение газозвдушного тракта двигателя, а «j» — любой из его элементов.

Необходимо помнить, что подобие режимов ТРД осуществляется лишь приближенно. Основными допущениями, определяющими приближенность теории подобия для ТРД, являются: 1) автомодельность по числам Re режимов работы всех элементов двигателя, т. е. наличие условия $Re > Re_{кр}$; 2) отсутствие теплообмена с внешней средой и независимость физических констант сжимаемого газа (k , R) от изменения температуры газового потока, влажности воздуха, а также от состава смеси на подобных режимах работы двигателя; 3) подобие полей скоростей, давлений и температур набегающего потока и его стационарность на подобных режимах работы двигателя. Эти допущения обычно не приводят к значительным погрешностям, поэтому теория подобия успешно используется на практике.

При работе ТРД на подобных режимах абсолютные значения R , G_b , G_t , $C_{уд}$ и других параметров оказываются в общем случае различными. Однако, пользуясь основными условиями подобных режимов и, в частности, соотношениями (15.10), можно найти связь между параметрами двигателя на подобных режимах.

Для расхода воздуха такая связь была установлена в теории компрессоров, где было доказано, что на подобных режимах компрессора имеет место условие $G_b \sqrt{T_b^*/p_b^*} = \text{const}$ или (поскольку $T_b^* = T_H^*$) $G_b \sqrt{T_H^*/p_b^*} = \text{const}$. Учитывая, что при полном подобии режимов двигателя $\sigma_{вх} = \text{const}$, для G_b на этих режимах выполняется условие

$$G_b \sqrt{T_H^*/p_H^*} = \text{const}. \quad (15.11)$$

Для тяги двигателя указанная связь может быть легко получена, если, например, формулу $R = G_b(c_c - V)$ представить в виде следующего тождества:

$$\frac{R}{p_H^*} = \frac{G_b}{p_H^*} \sqrt{\frac{T_c^*}{T_H^*}} \left(\sqrt{\frac{T_c^*}{T_H^*}} \frac{c_c}{\sqrt{T_c^*}} - \frac{V}{\sqrt{T_H^*}} \right). \quad (15.12)$$

Все комплексные параметры, входящие в правую часть выражения (15.12), при подобных режимах работы ТРД согласно (15.10) сохраняются неизменными. Следовательно, на этих режимах

$$R/p_H^* = \text{const}. \quad (15.13)$$

Для удельной тяги, как следует из (15.12),

$$\frac{R_{уд}}{\sqrt{T_H^*}} = \left(\sqrt{\frac{T_c^*}{T_H^*}} \frac{c_c}{\sqrt{T_c^*}} - \frac{V}{\sqrt{T_H^*}} \right),$$

поэтому на подобных режимах

$$R_{уд}/\sqrt{T_H^*} = \text{const}. \quad (15.14)$$

Для удельного расхода топлива $C_{ул} = \frac{3600 c_{II} (T_r^* - T_k^*)}{\eta_r H_u R_{уд}}$ можно написать

$$\frac{\eta_r H_u}{c_{II}} \frac{C_{ул}}{\sqrt{T_H^*}} = \frac{3600 (T_r^*/T_H^* - T_k^*/T_H^*)}{R_{уд}/\sqrt{T_H^*}}.$$

Величины в правой части этого равенства при подобных режимах работы ТРД остаются неизменными, поэтому

$$\frac{\eta_r H_u}{c_{II}} \frac{C_{ул}}{\sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \quad (15.15)$$

Для одинаковых топлив ($H_u = \text{const}$) и в предположении постоянства η_r и c_{II} на подобных режимах ТРД

$$\frac{C_{ул}}{\sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \quad (15.16)$$

Аналогично для часового расхода топлива

$$\frac{G_{т,ч}}{p_H^* \sqrt{T_H^*}} = \text{const}. \quad (15.17)$$

Полученные комплексные параметры (15.11) — (15.17), которые при работе двигателя на подобных режимах сохраняются постоянными, носят название *параметров подобия*. Очевидно, они являются функциями только двух независимых величин — критериев подобия M_H и $n_{пр}$.

15.8. ПРИВЕДЕНИЕ ДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ ТРД К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

С использованием теории подобия решается задача о приведении данных испытаний ТРД к стандартным условиям. Эта задача состоит в том, чтобы по данным испытаний ТРД при каких-либо известных атмосферных условиях определить данные того же двигателя при стандартных условиях. С этой целью для заданных атмосферных условий находят режим, подобный стандартному. В полете это требует выполнения двух условий: $M_H = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{const}$. На стенде достаточно соблюдение одного условия: $n_{пр} = \text{const}$, поскольку $M_H = 0$.

Рассмотрим приведение данных стендовых испытаний ТРД к стандартным атмосферным условиям. На стенде режим ТРД, подобный его режиму в стандартных условиях ($p_H = 101300$ Па, $T_H = 288$ К), может быть установлен подбором соответствующей частоты вращения $n_{зам}$, исходя из условия

$$n_{пр} = n_{зам} \sqrt{288/T_H}. \quad (15.18)$$

где $n_{пр}$ — частота вращения двигателя при стандартных условиях; $n_{зам}$ — замеренная частота вращения.

Установленный таким образом режим работы двигателя отличается тем свойством, что все его относительные параметры, в том числе параметры процесса и КПД элементов, являются такими же, какие имел бы этот двигатель в стандартных условиях при заданном $n_{пр}$. Одинаковыми на сравниваемых режимах должны быть также параметры подобия для тяги, удельного расхода топлива и др. Это позволяет расчетным путем определить данные двигателя в стандартных условиях по замеренным данным на режиме, подобном стандартному.

Для определения $R_{пр}$ используется равенство (15.13), откуда

$$R_{пр} = R_{зам} \frac{101300}{p_{H, зам}}. \quad (15.19)$$

Из равенства на подобных режимах ТРД параметра подобия для $C_{уд}$ определяется $C_{уд, пр}$ по формуле

$$C_{уд, пр} = C_{уд, зам} \sqrt{288/T_{H, зам}}. \quad (15.20)$$

Аналогичным путем находятся формулы для $G_{в, пр}$ и $G_{т, пр}$:

$$G_{в, пр} = G_{в, зам} \frac{101300}{p_{H, зам}} \sqrt{\frac{T_{H, зам}}{288}}; \quad G_{т, пр} = G_{т, зам} \frac{101300}{p_{H, зам}} \sqrt{\frac{288}{T_{H, зам}}}. \quad (15.21)$$

Обычно при испытаниях ТРД не ограничиваются получением одного или нескольких режимов, а снимают полностью его дроссельную характеристику, которую затем приводят к стандартным условиям.

Метод приведения данных испытаний ТРД, имеющих регулируемую проточную часть, требует при установлении подобных режимов соблюдения геометрического подобия. Оно должно специ-

ально обеспечиваться, если указанное регулирование не проводится в однозначной зависимости только от $n_{\text{пр}}$.

Данные летных испытаний приводятся к стандартным атмосферным условиям аналогичным способом, с той лишь разницей, что подобие устанавливается по M_H и $n_{\text{пр}}$, а замеренные параметры приводятся к САУ на каждой заданной высоте.

В формулы приведения конкретных двигателей могут вводиться опытные поправочные коэффициенты, учитывающие влияние влажности воздуха, а также уточняющие влияние T_H на теплоемкости и показатели адиабаты процесса, температурные расширения деталей и т. д.

15.9. ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ, ТЕМПЕРАТУРЫ, ВЛАЖНОСТИ ВОЗДУХА И УГЛА АТАКИ САМОЛЕТА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

В инженерной практике часто возникает задача, обратная приведению к САУ: определение по приведенным характеристикам данных двигателя в реальных атмосферных условиях. Рассмотрим вначале физические причины влияния атмосферных условий и влажности на R и $C_{\text{уд}}$.

Изменение давления p_H при неизменности T_H , M_H и n приводит к изменению тяги, пропорциональному p_H , и практически не влияет на $C_{\text{уд}}$. Объясняется это соблюдением условий подобия режимов двигателя (15.9), что, как следует из (15.13) и (15.16), дает $R/p_H = \text{const}$ и $C_{\text{уд}} = \text{const}$.

Изменение температуры T_H влияет более значительно на изменение данных двигателя, чем p_H , так как при $n = \text{const}$ изменяется $n_{\text{пр}}$ и режим работы двигателя. Увеличение T_H , например, приводит к уменьшению $n_{\text{пр}}$, что вызывает снижение λ_k^* . Уменьшается также $\Delta = T_{\text{г}}^*/T_H$ (например, при $n = \text{const}$; $T_{\text{г}}^* = \text{const}$), что приводит к снижению $R_{\text{уд}}$. Уменьшение $q(\lambda_{\text{в}})$ приводит к снижению $G_{\text{в}}$. В результате R значительно снижается с ростом T_H , а $C_{\text{уд}}$ увеличивается. Увеличение $C_{\text{уд}}$ объясняется ухудшением использования тепла в связи с уменьшением λ_k^* . Количественное влияние T_H таково, что ее повышение от -30 до $+45^\circ\text{C}$ у ТРД на максимальном режиме уменьшает тягу приблизительно в 1,5 раза и увеличивает $C_{\text{уд}}$ примерно на 15%. Это обстоятельство должно учитываться при переходе на летную эксплуатацию, в условиях жаркого климата и в других подобных случаях.

При наличии высотно-скоростных и дроссельных характеристик, соответствующих САУ, значения тяги (мощности) и удельного расхода топлива при отклонении p_H и T_H от стандартных могут быть легко определены (в области отсутствия ограничений и при регулировании двигателя только по $n_{\text{пр}}$). Для этого при заданных T_H и n нужно найти $n_{\text{пр}}$, по этому значению определить $R_{\text{пр}}$ и $C_{\text{уд. пр}}$ и обратным пересчетом по формулам (15.13) и (15.16) найти $R_{\text{зам}}$ и $C_{\text{уд. зам}}$.

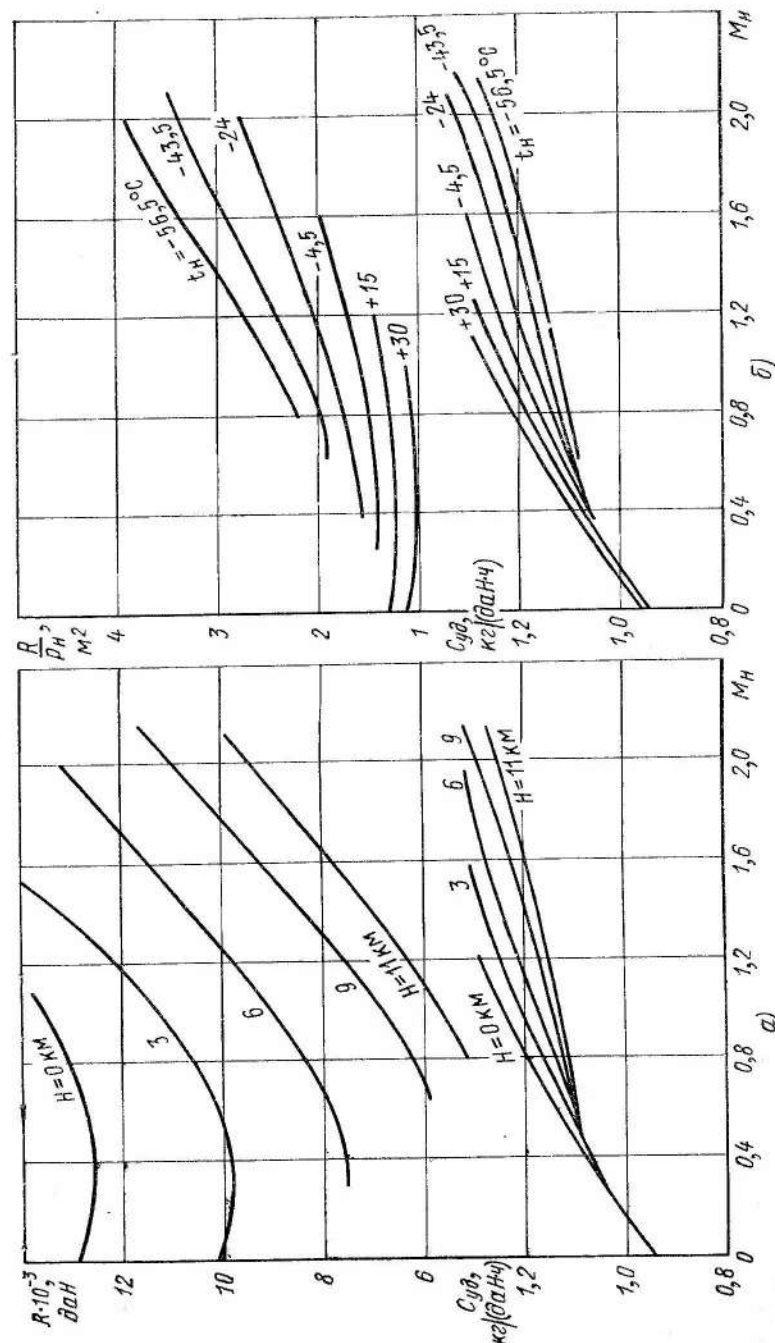


Рис. 15.23. К определению влияния t_H на данные ТРД

В указанных целях удобным является представление характеристик двигателя в параметрах подобия, т. е. в виде зависимостей R/p_H и $C_{уд}/\sqrt{T_H}$ от $n_{пр}$ и M_H . Графики такого типа заменяют скоростные, высотные и дроссельные характеристики одновременно. Если нужно иметь данные о влиянии p_H и T_H на одном режиме двигателя, например максимальном (т. е. при $n=n_{max}=const$), то исходные высотно-скоростные характеристики удобно перестраивать в виде зависимостей R/p_H и $C_{уд}$ от M_H и t_H , как показано на рис. 15.23. По этим графикам, зная t_H и M_H , можно сразу определить $C_{уд}$ и R/p_H , а зная барометрическую высоту и соответствующее ей p_H , найти R . Такие характеристики справедливы в области, где можно пренебречь влиянием Re .

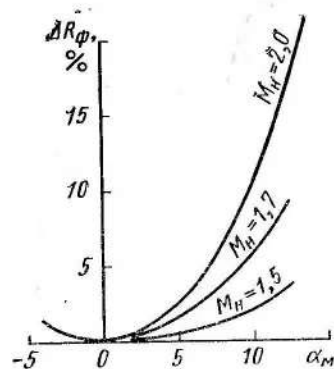


Рис. 15.24. Качественное влияние местного угла атаки на потерю тяги ТРДФ

Изменение влажности воздуха влияет на данные двигателя вследствие наличия в воздухе водяного пара. При низких температурах воздуха его абсолютная влажность незначительна. Но при взлете и полете на малых высотах в условиях жаркого климата и высокой относительной влажности абсолютная влажность достигает значений $d=0,04 \dots 0,05$ и ее влияние на R и $C_{уд}$ становится существенным.

Влияние влажности объясняется в основном тем, что газовая постоянная R_T водяного пара примерно в 1,6 раза выше, чем у воздуха, что увеличивает теплоемкость влажного воздуха в сравнении с сухим при почти неизменном показателе адиабаты.

Увеличение $R_T = R_{вл. \text{возд}}/R_{сух. \text{возд}}$ приводит к увеличению скоростей звука в потоке и, как следствие, к снижению M_u и $n_{пр}$, причем $n_{пр.вл} = n_{пр.сух} \sqrt{1/R_T}$. Снижение $n_{пр}$ приводит к уменьшению π_k^* и $R_{уд}$. Уменьшается также G_v из-за снижения его плотности вследствие повышения R_T . Это приводит к уменьшению тяги. Ухудшается и экономичность двигателя из-за снижения $R_{уд}$ и роста Q (из-за увеличения теплоемкости c_p). В среднем для ТРД увеличение d от 0 до 0,05 приводит к снижению R на 3—4% и к увеличению $C_{уд}$ на 4—5%.

Изменение угла атаки α . Как указывалось в гл. 9, у осесимметричных и у плоских воздухозаборников с вертикальным расположением клина увеличение угла атаки α приводит к значительному снижению коэффициента $\sigma_{вх}$. Снижаются также коэффициенты ϕ и $\Delta K_{у. вх}$. В результате уменьшения $\sigma_{вх}$ падает давление в тракте двигателя и снижается перепад давлений в сопле и скорость истечения. Пропорционально $\sigma_{вх}$ снижается и G_v . Уменьшение ϕ вызывает возрастание $c_{х_{доп}}$. Влияет также, но в малой сте-

пени, отклонение вектора тяги от направления полета. Все это приводит к снижению тяги двигателя и к ухудшению его экономичности. На рис. 15.24 показан примерный характер зависимости относительных потерь тяги на форсаже от угла атаки и M_H для воздухозаборников указанного типа. Как видно, при больших α эти потери могут достигать $\sim 20\%$.

Характеристики силовой установки с воздухозаборниками, расположенными под крылом (фюзеляжем) или имеющими верхнее горизонтальное расположение клина, ухудшаются на положительных α в меньшей степени, но они более чувствительны к отрицательным α .

15.10. ПЕРЕХОД ОТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Ранее уже отмечалось, что тяга и удельный расход топлива силовой установки $R_{эф}$ и $C_{уд. эф}$ отличаются от R и $C_{уд}$ двигателя наличием дополнительных потерь, создаваемых самими элементами силовой установки. Выделение этих потерь и оценка их численных значений представляет значительные трудности по той причине, что для компоновок современных самолетов характерна глубокая интеграция силовой установки и планера, которая диктуется интересами наиболее полного использования положительной интерференции и требованиями получения удовлетворительной структуры потока на входе в воздухозаборники.

При определении аэродинамических характеристик самолета путем натурных или модельных продувок в аэродинамической трубе, если правильно смоделирован проток воздуха через двигательные гондолы, все указанные внешние потери силовой установки автоматически учитываются в поларе самолета и не требуют какого-либо дополнительного учета. Но такая полара будет соответствовать только одному режиму работы двигателя, для которого смоделирован проток воздуха и геометрические формы входного и выходного устройства. При изменении режима работы двигателя изменяется как расход воздуха, так и положение регулируемых элементов воздухозаборника и сопла, что не всегда легко учесть.

При решении вопросов согласования режимов работы элементов силовой установки и их оптимального регулирования нужно оценивать потери силовой установки не в сумме с потерями планера, а зная их отдельные составляющие. Только при таком подходе можно правильно определить пути совершенствования силовой установки в целом.

В общем случае снижение $R_{эф}$ и увеличение $C_{уд. эф}$ при установке двигателя на самолете связано с наличием дополнительных внутренних потерь и внешних сопротивлений.

Внутренние потери (неучтенные при определении тяги R) могут создаваться в газозаборных трактах входных и выходных устройств. В современной практике внутренние потери входных устройств учитывают в расчете внутренней тяги двигателя с помо-

щью стандартной зависимости $\sigma_{вх} = f(M_H)$. Поэтому для конкретной силовой установки приходится только вводить поправки для учета отклонений от этой зависимости. Внутренние потери выходных устройств учитываются коэффициентом $\bar{R}_c$, которым также корректируется тяга R :

Внешнее сопротивление создается входным и выходным устройствами, гондолой двигателя и системами слива и перепуска воздуха. Методы их оценки были рассмотрены в гл. 9 и 10. Если внутренние потери учтены в расчете R , то эффективная тяга равна

$$R_{эф} = R - X_{внеш} - X_{тр} = R - \Delta R_{эф},$$

где $X_{внеш} = X_{доп} + X_{об} + X_{гонд} + X_{кор} + X_{дон} + X_{пер}$ — суммарное сопротивление давления, создаваемое элементами силовой установки, обтекаемыми внешним потоком.

Внешнее сопротивление удобно оценивать по относительным потерям эффективной тяги

$$\bar{\Delta R}_{эф} = \frac{\Delta R_{эф}}{R} = \bar{\Delta R}_{доп} + \bar{\Delta R}_{об} + \bar{\Delta R}_{гонд} + \bar{\Delta R}_{кор} + \bar{\Delta R}_{дон} + \bar{\Delta R}_{пер} + \bar{\Delta R}_{тр},$$

где
$$\bar{\Delta R}_i = \frac{X_i}{R} 100\%.$$

Соответственно
$$C_{ул,эф} = C_{ул} \frac{R}{R - \Delta R_{эф}} = C_{ул} \frac{1}{1 - \bar{\Delta R}_{эф}}.$$

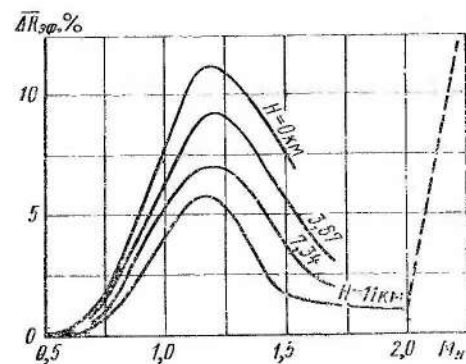


Рис. 15.25. Зависимости $\bar{\Delta R}_{эф}$ от M_H и H

На рис. 15.25 показана зависимость суммарных относительных потерь эффективной тяги силовой установки с ТРДФ на режимах полного форсажа от M_H и высоты полета для $M_{р.вх} = 2$. Как видно, в расчетных условиях работы воздухозаборника (при $M_H = 2$ и $H = 11$ км) суммарные внешние потери составляют около 1% от тяги двигателя на этом режиме. Наибольшие внешние сопротивления силовая установка имеет при $M_H = 1,1 \dots 1,3$. Характерно и то, что относительные по-

тери эффективной тяги увеличиваются при уменьшении H . Увеличение $\bar{\Delta R}_{эф}$ при уменьшении H ниже 11 км при $M_H = \text{const}$ объясняется тем, что при этом снижаются $q(\lambda_v)$ и π_k^* , а также падает потребный коэффициент расхода воздухозаборника, что приводит к возрастанию $X_{доп}$ и $X_{кор}$.

Примерное распределение суммарных потерь эффективной тяги силовой установки между отдельными составляющими при полете

у земли на режиме полного форсажа показано на рис. 15.26. Кривая 1 соответствует суммарным потерям эффективной тяги, кривая 2 — тем же потерям за вычетом потерь перепуска, кривая 3 характеризует суммарные потери, создаваемые входным устройством, причем последние состоят из дополнительного сопротивления — кривая 4 и сопротивления обечайки. При $M_H < 0,85$ суммарное сопротивление воздухозаборника меньше дополнительного, так как на обечайке возникает подсасывающая сила.

При переходе на пониженные режимы работы двигателя обычно относительные потери эффективной тяги силовой установки повышаются, что объясняется снижением внутренней тяги при неизменном или даже возрастающем абсолютном значении внешних потерь. Рост внешних потерь, как указывалось в гл. 9 и 10, происходит при выключении форсажа и при уменьшении потребного коэффициента расхода воздухозаборника. Потери эффективной тяги увеличиваются также при возрастании максимального расчетного числа M полета для входного и выходного устройств. Резкое возрастание потерь при $M_H > M_{р.вх}$ (штриховая линия на рис. 15.25) вызвано ограничением пропускной способности воздухозаборника, имеющего фиксированную площадь входа, так как при $M_H > M_{р.вх}$ $\phi = 1$. Это уменьшает $\sigma_{вх}$ и приводит к снижению внутренней тяги двигателя.

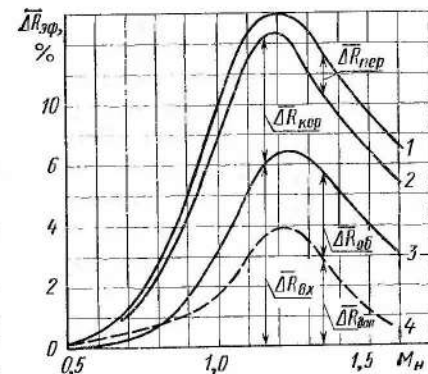


Рис. 15.26. Составляющие потерь эффективной тяги ($M_{р.вх} = 2$; $H = 0$)

Глава 16

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ТРД И ТРДФ

При регулировании авиационных силовых установок, помимо обеспечения наивыгоднейшего протекания характеристик, необходимо исключить механические и тепловые перегрузки в отдельных деталях и узлах конструкции и обеспечить устойчивую работу всех элементов. Однако при широком диапазоне высот, скоростей полета и режимов двигателя одновременное выполнение вышеуказанных требований затруднено. Рассмотренные в подразд. 14.1 программы регулирования не во всех случаях достаточно полно учитывают требования по газодинамической устойчивости двигателя и прочности отдельных его деталей и узлов. Поэтому приходится вводить эксплуатационные ограничения режимов работы силовой установки, несмотря на ухудшение в некоторых случаях ее тяговых и экономических характеристик. Как правило, указанные ограничения осуществляются системой автоматического регулирования (САР). Но часть из них осуществляется экипажем в процессе пилотирования самолета. Невыполнение установленных ограничений может привести к перегреву и механическим повреждениям деталей конструкции, необходимости выключения (или самовыключению) двигателя.

Различают три основных группы эксплуатационных ограничений — по устойчивости, по прочности и связанные с конструктивными особенностями агрегатов в системе топливопитания и регулирования двигателя, из которых ниже рассмотрено только ограничение по производительности топливных насосов.

16.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ

Ограничения по устойчивой работе компрессора. Необходимость их введения диктуется тем, что запас устойчивости компрессора ΔK_y может при некоторых условиях снижаться до недопустимо малых значений.

1. Одной из причин наступления опасных с точки зрения срыва и помпажа режимов работы компрессора является значительное

изменение в условиях полета $n_{пр}$ (см. рис. 14.6), связанное с изменением T_v^* при $n=n_{max}=\text{const}$, поскольку

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_v^*}}. \quad (16.1)$$

Если $n_{пр}$ при $T_v^*=288$ К принять за 100%, то на высоте 11 км при $M_H=2$ $n_{пр}$ снижается до 86%, а при $M_H=3$ — до 69%. Увеличение H до 11 км при малых V и низких T_H приводит к увеличению $n_{пр}$ примерно до 110—115%. Такое изменение $n_{пр}$ (как видно из рис. 14.6) может быть достаточным для того, чтобы возникла неустойчивая работа компрессора.

Для выявления режимов полета и режимов работы двигателя, при которых необходимо введение ограничений по устойчивой работе компрессора, обычно поступают следующим образом. С использованием характеристики компрессора (рис. 16.1) строят график зависимости ΔK_y от $n_{пр}$ (рис. 16.2). В рассматриваемом примере (нерегулируемый компрессор с $\pi_{к.р}=9,5$) рабочая линия пересекает границу устойчивых режимов в точках n и v (см. рис. 16.1), соответственно равных $n_{пр.н}$ и $n_{пр.в}$. Но практический диапазон устойчивой работы двигателя с данным компрессором всегда уже. Он лежит между точками 1 и 2, при которых запас устойчивости достигает минимально допустимых значений $(\Delta K_{y \min})_н$ и $(\Delta K_{y \min})_в$ (см. рис. 16.2). Значения $\Delta K_{y \min}$ устанавливаются специальными испытаниями и опытом эксплуатации.

Точками 1 и 2 на рабочей линии, в которых ΔK_y достигает минимально допустимой величины, соответствуют определенные точки на высотно-скоростных характеристиках ТРД. Они нанесены на рис. 16.3, причем линия 1—1 соответствует началу ограничений по «нижнему срыву», т. е. по $n_{пр}=n_{пр \min}$, а линия 2—2 — по «верхнему срыву», т. е. по $n_{пр}=n_{пр \max}$. В области отсутствия ограничений принята программа регулирования $n=\text{const}$; $T_v^*=\text{const}$. Штриховая линия, соединяющая точки 1, соответствует условию постоянства температуры T_v^* . Эта температура является максимально допустимой для двигателя в области отсутствия ограничений и в

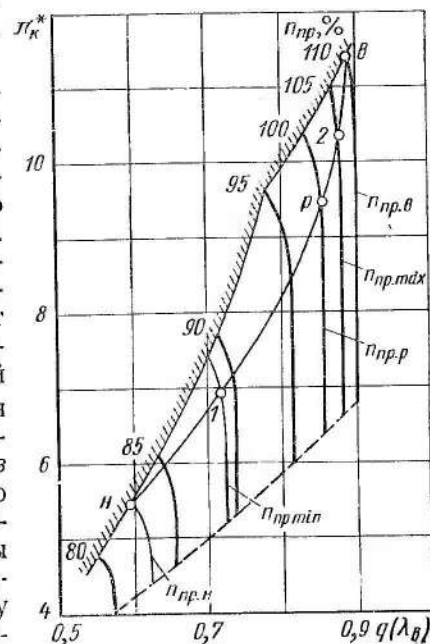


Рис. 16.1. Пример расположения рабочей линии на характеристике нерегулируемого осевого компрессора

соответствии с формулой (16.1) равна $T_{в\max}^* = 288n_{\max}^2/n_{пр\min}^2$. Штриховая линия, соединяющая точки 2, также соответствует определенным, но уже минимально допустимым значениям температуры $T_{в\min}^* = 288n_{\max}^2/n_{пр\max}^2$.

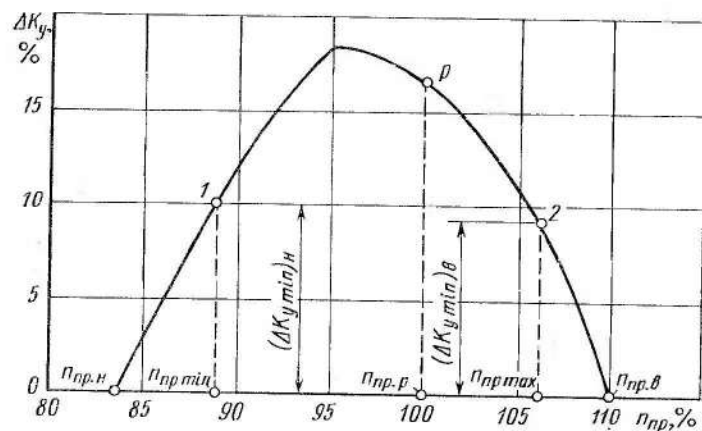


Рис. 16.2. Характер протекания ΔK_y по $n_{пр}$ у нерегулируемого компрессора

Чем выше $n_{пр\max}$, тем более низкой является минимально допустимая температура $T_{в\min}^*$ начала ограничений по «верхнему срыву». Соответственно, чем ниже $n_{пр\min}$, тем выше максимально допустимая температура $T_{в\max}^*$, при которой достигается ограничение по «нижнему срыву».

Как видно из рис. 16.3, линии начала ограничений по устойчивой работе компрессора располагаются на высотно-скоростных характеристиках при $H < 11$ км наклонно, так как одной и той же температуре $T_{в}^*$ из-за снижения T_H при увеличении H соответствуют меньшие числа M_H . При $H > 11$ км линии начала ограничений располагаются вертикально, так как здесь условию $T_{в}^* = \text{const}$ соответствует $M_H = \text{const}$.

Теоретически высотно-скоростные характеристики могут быть рассчитаны с использованием заданной характеристики компрессора вплоть до точек n и v , в которых $\Delta K_y = 0$. Однако в областях между точками 1 и n и 2 и v характеристики не могут быть реализованы, так как ΔK_y здесь меньше допустимого. Эти области являются недопустимыми для работы двигателя с $n = n_{\max}$. Защита от попадания двигателя в области опасных режимов осуществляется САР.

Для обеспечения устойчивой работы двигателя с нерегулируемым компрессором в области ограничения по «верхнему срыву», т. е. при $T_{в}^* < T_{в\min}^*$, необходимо изменить программу регулиро-

вания двигателя таким образом, чтобы рабочая точка на характеристике компрессора в этой области режимов находилась все время на безопасном удалении от границы устойчивой работы компрессора. Поскольку уменьшение $T_{в}^*$ приводит к перемещению при $n =$

const рабочей точки вверх по рабочей кривой, то указанное требование может быть выполнено, если зафиксировать рабочую точку на характеристике компрессора, т. е. перейти в этой области режимов к программе регулирования $n_{пр} = n_{пр\max} = \text{const}$. Действительная (физическая) частота вращения в таком случае должна уменьшаться при снижении температуры $T_{в}^*$. При этом режимы работы турбокомпрессора (при нерегулируемой проточной части) будут подобными, а параметры π_k^* , $q(\lambda_v)$, $T_{г}^*/T_{в}^*$, π_t^* и др. — постоянными. Температура $T_{г}^*$ будет уменьшаться по мере снижения частоты вращения в соответствии с условием $T_{г\text{пр}}^* = T_{г}/T_{в}^* = \text{const}$.

Условие подобия режимов работы турбокомпрессора позволяет весьма просто рассчитать характеристики двигателя в области ограничений по $n_{пр\max}$, поскольку все необходимые для такого расчета данные определяются формулами подобия. Программа регулирования двигателя в рассматриваемой области может быть записана в виде условия

$$n_{пр} = \text{const}; T_{г\text{пр}}^* = \text{const} \quad (16.2)$$

Характеристики ТРД по числу M полета, рассчитанные с учетом ограничений по $n_{пр\max}$, изображены на рис. 16.4, а. На рис. 16.4, б показано изменение по M_H — $G_{в}$, $T_{г}^*$, $\bar{n}$ и $\bar{n}_{пр}$. Точки 2 на рис. 16.4 соответствуют началу ограничения по $n_{пр\max}$. Правее точек 2 принята программа регулирования (14.2), а левее точек 2 — (16.2). Штриховыми линиями показано протекание ха-

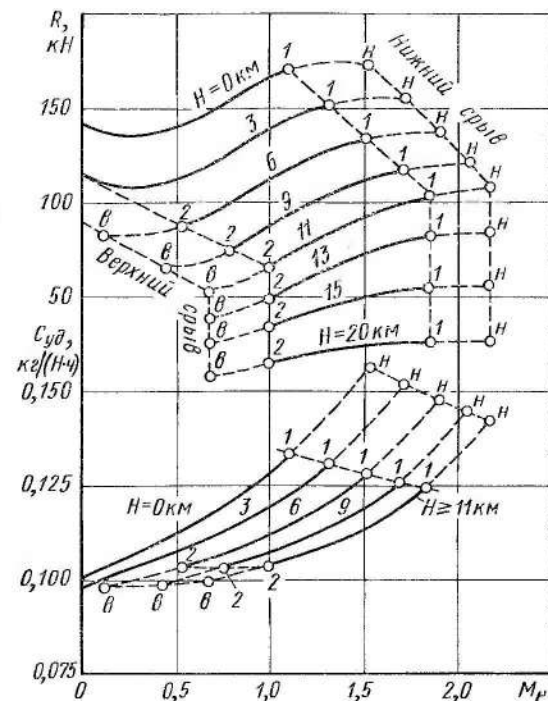


Рис. 16.3. Высотно-скоростные характеристики для максимального режима работы ТРД с линиями ограничений по устойчивой работе компрессора

характеристик и изменение параметров двигателя при условии, что между точками 2 и в рабочей линии, несмотря на недостаточный запас устойчивости, продолжает использоваться программа регулирования (14.2). Точки в в таком случае соответствуют условию наступления «верхнего срыва».

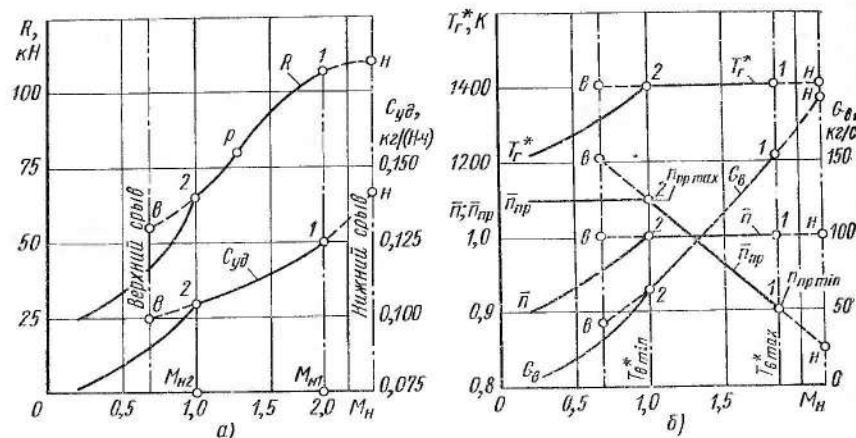


Рис. 16.4. Скоростные характеристики ТРД при $\pi_{к.р}=9,5$; $H=11$ км (а) и изменение основных параметров двигателя по M_H (б), построенные левее точек 2 с учетом ограничения по $n_{пр\max}$

Характерной особенностью протекания характеристик в области ограничения по $n_{пр\max}$ является интенсивное снижение тяги при уменьшении числа M полета (левее точки 2, рис. 16.4, а). Это объясняется уменьшением $\bar{n}$ и, следовательно, снижением $T_{г*}$, $\pi_{к*}$ и G_v при программе регулирования (16.2) по сравнению с программой (14.2). При программе регулирования (16.2) $C_{уд}$ для ТРД получается несколько меньшим, чем при (14.2). Объясняется это снижением температуры $T_{г*}$ при уменьшении M_H и приближением ее к $T_{г*эк}$, которая обычно ниже $T_{г*max}$.

У ТРДФ в области ограничения по $n_{пр\max}$ можно использовать различные программы регулирования, как показано на рис. 16.5. Если исходить из условия $F_{кр.ф} = \text{const}$, то в этом случае для обеспечения неизменности режима работы турбокомпрессора, как следует из (14.11), требуется иметь

$$n_{пр} = \text{const}; \quad T_{г.пр}^* = \text{const}; \quad T_{ф.пр}^* = \text{const}. \quad (16.3)$$

При этом тяга в области ограничения по $n_{пр\max}$ падает очень интенсивно с уменьшением M_H вследствие снижения как $T_{г*}$, так и $T_{ф*}$. Но снижение степени форсирования при условии $T_{ф.пр}^* = T_{ф*}/T_{в*} = \text{const}$ приводит к снижению $C_{уд.ф}$ по сравнению с его протеканием при отсутствии ограничения по $n_{пр\max}$.

При $F_{кр.ф} = \text{var}$ в рассматриваемой области может быть использована программа регулирования, обеспечивающая постоянство $T_{ф*}$, т. е.

$$n_{пр} = \text{const}; \quad T_{г.пр}^* = \text{const}; \quad T_{ф*} = \text{const}. \quad (16.4)$$

В этом случае, как следует из (14.11), для получения на форсированных режимах $T_{ф*} = \text{const}$ при $\pi_{т*} = \text{const}$ и $T_{г.пр}^* = \text{const}$ необходимо иметь $F_{кр.ф} \sqrt{T_{в*}} = \text{const}$. Программа регулирования (16.4)

обеспечивает более высокие значения тяги, чем (16.3), но при худшей экономичности.

Особенностью ТРД и ТРДФ с нерегулируемой проточной частью (или при регулировании по $n_{пр}$) в области ограничений по $n_{пр\max}$ является то, что при заданном числе M полета тяга двигателя не изменяется при изменении температуры воздуха T_H , а при изменении атмосферного давления она изменяется пропорционально p_H ; удельный же расход топлива изменяется пропорционально $\sqrt{T_H}$. Это следует непосредственно из формул лоббиа, рассмотренных в гл. 15.

Для защиты одновальных ТРД и ТРДФ с нерегулируемыми компрессорами от неустойчивой работы в области пониженных значений $n_{пр}$ (при $T_{в*} > T_{в*max}$) используется открытие лент перепуска воздуха. При этом правее точек 1 (участок л—л) резко падает тяга двигателя и ухудшается его экономичность (см. рис. 16.5).

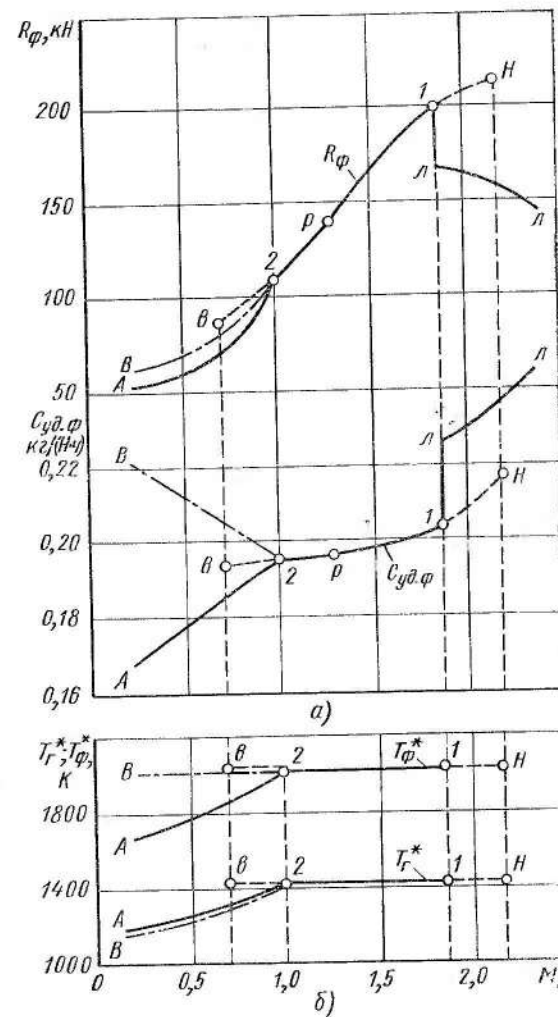


Рис. 16.5. Скоростные характеристики ТРДФ при $\pi_{к.р}=9,5$; $H=11$ км (а) и изменение по M_H температур $T_{г*}$ и $T_{ф*}$ (б), построенные с учетом ограничений по устойчивой работе компрессора: А—по программе (16.3); В—по программе (16.4)

У двухвальных двигателей и у двигателей с компрессорами, регулируемые поворотом лопаток направляющих аппаратов ряда ступеней, а также у одновальных двигателей с нерегулируемыми компрессорами, имеющими малые $\pi_{к,р}$, как правило, ограничения по $n_{пр\ min}$ отсутствуют.

2. На характеристики газодинамической устойчивости компрессора, как показывают исследования, отрицательное влияние оказывает уровень неравномерности и нестационарности потока на входе в двигатель. В самолетной компоновке этот уровень определяется конструкцией и условиями работы входного устройства. С ростом числа M полета, углов атаки и скольжения самолета неравномерность и нестационарность потока перед двигателем (особенно при коротких входных каналах) возрастают и могут достигать такого уровня, при котором даже на установившихся режимах работы двигателя запас газодинамической устойчивости компрессора оказывается меньше минимально допустимых значений. Это заставляет вводить ограничения по максимальным перегрузкам самолета (т. е. по углам атаки и скольжения) в области больших чисел M полета, а в отдельных случаях ограничивать и максимальную высоту полета самолета значениями, меньшими статического потолка (где углы атаки достигают особенно больших значений).

3. К числу ограничений по устойчивой работе компрессора на некоторых двигателях относится запрещение вывода ТРД на максимальный режим без прогрева. Снижение запаса устойчивости при максимальной частоте вращения двигателя в этом случае объясняется увеличением радиальных зазоров на последних ступенях компрессора (тонкий корпус компрессора прогревается быстрее, чем ротор), а также тем, что поток воздуха, интенсивно отдавая тепло элементам конструкции, сам охлаждается. Снижение температуры воздуха на выходе из компрессора приводит к увеличению плотности и снижению скорости воздуха на последних ступенях. По указанным причинам возможно появление «верхнего срыва» при $n_{пр} < n_{пр\ max}$, тогда как у прогретого двигателя при этом обеспечивается достаточный запас устойчивости.

4. Ряд эксплуатационных ограничений по устойчивой работе компрессора обусловлен сильными нестационарными возмущениями потока воздуха на входе в двигатель. Эти возмущения могут в отдельных случаях приводить к серьезным нарушениям в работе силовой установки — помпажу компрессора, выключению форсажа и самовыключению двигателя.

Механизм нестационарных воздействий на газодинамическую устойчивость ГТД весьма сложен и рассматривается в специальной литературе. Здесь отметим только, что основное влияние оказывают неравномерность температурного поля и быстрое (по времени) повышение температуры перед компрессором, например, при попадании горячих газов на вход в двигатель от двигателей впереди летящего летательного аппарата. Это приводит к быстрому и значительному снижению $n_{пр}$ и $q(\lambda_n)$ при мало изменяющемся давлении за компрессором $P_{к*}$, а значит, и $\pi_{к*}$, что обуславливает смещение рабочей точки на характеристике компрессора в сторону границы помпажа (по линии 1—1' на рис. 16.6).

В этих условиях элементы системы автоматического регулирования двигателя, обеспечивающие его устойчивую работу на установившихся режимах,

в указанном переходном режиме работают неэффективно. Так, например, вследствие инерционности роторов турбокомпрессора физическая частота их вращения практически не меняется, не успевает измениться при этом и подача топлива. Остаются неизменными также углы установки регулируемых направляющих аппаратов (если не менять их положение по специальному предварительному сигналу) и скольжение роторов двухвального компрессора. Любой компрессор в этих условиях ведет себя как нерегулируемый. При этом существенное влияние на устойчивость процесса оказывают неравномерность и нестационарность потока. Изменяются также состав топливовоздушной смеси и физико-химические свойства рабочего тела в случае попадания в двигатель вместе с потоком воздуха продуктов сгорания и, хотя эти эффекты не являются определяющими, они приводят в некоторых случаях к ухудшению процесса горения.

К числу мер предупреждения неустойчивой работы ГТД в указанных условиях относятся:

кратковременное уменьшение («сброс») подачи топлива в камеру сгорания в момент воздействия с последующим выводом двигателя на исходный режим. Реализуемый при этом переходный режим работы компрессора изображен на рис. 16.6 линиями 1—2—3—4—1;

поворот направляющих аппаратов группы первых ступеней накрытие и последних — на открытие в целях кратковременного повышения запаса устойчивости компрессора; открытие в тех же целях лент перепуска воздуха.

Все указанные средства основаны на кратковременном повышении запаса устойчивости компрессора по предварительному сигналу, строго согласованному по времени с интервалом действия возмущения. При этом происходит уменьшение тяги, и поэтому требуется быстрое восстановление исходного режима работы двигателя.

Если все же при воздействии возмущения на двигатель помпаж возник, система автоматического регулирования должна обеспечить его ликвидацию. Наличие помпажа обнаруживается специальными датчиками. Они основаны на принципе распознавания характерных признаков помпажа компрессора — быстрого падения давления за компрессором, повышения температуры газа перед турбиной. Эти сигналы поступают в управляющий блок системы, которая на определенное время включает зажигание в основных и форсажных камерах сгорания и производит сброс или «отсечку» подачи топлива. Таким образом автоматически в течение очень короткого промежутка времени для устранения помпажа система производит выключение и повторный запуск двигателя. При отсутствии автоматической системы ликвидации помпажа эти действия (выключение двигателя и его повторный запуск) летчик выполняет вручную.

На рис. 16.7 показано примерное расположение областей скоростей и высот полета, где можно ожидать повышенного влияния нестационарных воздействий на устойчивость работы силовой установки. В области II преимущественное влияние оказывают малые запасы газодинамической устойчивости воздухо-

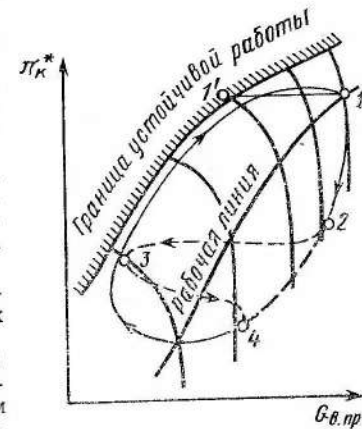


Рис. 16.6. Изменение режима работы компрессора при тепловом воздействии

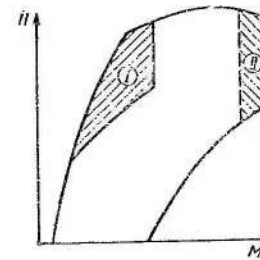


Рис. 16.7. Области возможных ограничений по нестационарным воздействиям

заборника, а в области I — компрессора (эта область соответствует режимам, близким к $n_{\text{пр max}}$).

Ограничения по устойчивой работе входных устройств. Следствием помпажа воздухозаборника, помимо увеличения газодинамических нагрузок на элементы его конструкции, является значительное повышение уровня нестационарности потока перед двигателем, приводящее, как правило, к нарушению устойчивой работы компрессора. В отдельных случаях помпаж компрессора по той же причине может возникать и на режимах «зуда» воздухозаборника.

Запас газодинамической устойчивости воздухозаборника по помпажу характеризуется параметром $\Delta K_{y. \text{вх}}$. Этот запас устойчивости зависит, с одной стороны, от условий совместной работы воздухозаборника и компрессора, а с другой, — от числа M полета и угла атаки (скольжения) самолета. Указанные факторы учитываются программами регулирования сверхзвуковых входных устройств. Однако конструктивно оказывается весьма сложным обеспечить требуемый диапазон изменения положения регулирующих органов для всех возможных сочетаний режимов полета самолета и работы двигателя. Это заставляет вводить ограничения, осуществляемые экипажем при пилотировании самолета или обеспечиваемые с помощью специальных блокировок, вводимых в САР.

1. Наиболее распространенным является запрещение дросселировать двигатель ниже максимального режима на больших сверхзвуковых скоростях полета. Это ограничение обусловлено тем, что при уборке РУД снижение производительности компрессора (уменьшение $q(\lambda_{\text{в}})$) требует соответствующего регулирования воздухозаборника с целью уменьшения его пропускной способности. Однако поскольку с ростом числа M полета даже на максимальном режиме работы двигателя из-за снижения $q(\lambda_{\text{в}})$ требуется уменьшать пропускную способность воздухозаборника, то на больших сверхзвуковых скоростях полета возможности регулирования входного устройства оказываются уже исчерпанными, и поэтому дальнейшее снижение его пропускной способности становится невозможным.

Дросселирование двигателя с одновременным выдвижением клина (конуса) в указанных условиях полета может оказаться нежелательным и при наличии резерва по регулированию воздухозаборника. С ростом $M_{\text{н}}$ значительно возрастает уровень нестационарности и неравномерности потока в воздухозаборнике, а выдвижение клина и уменьшение проходных сечений канала в области горла воздухозаборника приводит к дополнительному ухудшению структуры потока на входе в компрессор (увеличивается относительная площадь потока, занятая пограничным слоем). Это отражается на запасе устойчивости компрессора и может вызвать его помпаж. При этих условиях уборка РУД ниже упора «Максимум» может вызвать помпаж воздухозаборника и блокируется обычно при $M_{\text{н}} > 1,5 \dots 1,6$ (т. е. в области чисел $M_{\text{н}}$, где возможен помпаж воздухозаборника) средствами автоматики.

2. К числу ограничений по условиям устойчивой работы воздухозаборника и компрессора можно отнести также запрещение включать форсаж на больших высотах и скоростях полета. Это вызвано особенностью переходного процесса в двигателе при включении форсажа, заключающейся в том, что в целях предотвращения неустойчивой работы компрессора и перегрева турбины прерывание подачи форсажного топлива производится в условиях, когда створки выходного сопла еще продолжают прикрываться. Происходящий при этом первоначальный «заброс» частоты вращения ротора и вызванное им снижение подачи топлива и «провал» температуры газов перед турбиной сменяются затем уменьшением частоты вращения и увеличением подачи топлива в основную камеру сгорания в темпе приемистости. Такие колебания частоты вращения ротора двигателя и подачи основного топлива в условиях больших высот и чисел M полета опасны с точки зрения устойчивой работы компрессора, они могут привести, как следует из изложенного ранее, к возникновению неустойчивой работы входного устройства.

Аналогичный переходный процесс имеет место и при включении форсажа, когда подача форсажного топлива осуществляется с поддержкой по времени относительно открытия створок сопла (из условия обеспечения устойчивой работы компрессора и прочности газовой турбины), о чем подробнее будет сообщено в гл. 21.

3. Ограничения углов атаки и скольжения самолета, отмеченные выше, для некоторых силовых установок могут определяться условиями устойчивой работы в первую очередь воздухозаборника, а не компрессора.

Дополнительные ограничения по пилотированию самолета на больших углах атаки, обусловленные газодинамической устойчивостью воздухозаборника, могут быть связаны с тем, что коррекция программы регулирования воздухозаборника для поддержания минимально допустимых запасов устойчивости по углам атаки (дополнительное выдвижение клина или открытие противопомпажных створок) обычно осуществляется по углу установки стабилизатора. Но между углами атаки и углами установки стабилизатора нет однозначной связи. При полетах вблизи динамического потолка самолета проявляется его инерционность по отношению к действию руля высоты, что вызывает временное несоответствие указанных углов. Угол установки стабилизатора, например при отдаче ручки управления от себя, уменьшается, и панель воздухозаборника опускается, а фактическое изменение угла атаки самолета происходит с запаздыванием во времени по отношению к изменению угла установки стабилизатора. Угол атаки оказывается большим чем тот, который в установившемся полете соответствует заданному углу стабилизатора. В этом случае из-за преждевременного срабатывания коррекции возможно возникновение помпажа. Ограничение по пилотированию вблизи потолка в таком случае обычно сводится к требованию плавности управления самолетом.

Ограничения по устойчивости горения в камерах сгорания. На существующих силовых установках имеются ограничения по скоростям и высотам полета, в пределах которых может осуществляться быстрый (в темпе приемистости) переход на повышенные режимы работы двигателя, либо резкое дросселирование двигателя, включение и дросселирование форсажа, надежный запуск двигателя в воздухе.

Введение этих ограничений обусловлено тем, что работа камер сгорания в значительной степени зависит от параметров (температуры, давления, скорости) воздуха и газов на входе в них, а также от состава топливозвоздушной смеси, характеризуемого коэффициентом избытка воздуха α . Увеличение высоты полета, снижение скорости и уменьшение частоты вращения ротора двигателя, как показывает опыт, отрицательно сказывается на работе камер сгорания: ухудшается качество распыла топлива, уменьшается скорость сгорания, снижается полнота сгорания, сужается диапазон устойчивой работы по α . При определенных условиях это может привести к срыву пламени и погасанию камеры сгорания при ее работе или нерозжигу при включении.

1. Важнейшим фактором, влияющим на работу камеры сгорания, является давление на входе в нее. Поэтому некоторое минимальное значение этого давления принимается обычно за основной критерий устойчивой работы камеры сгорания. Для основных камер сгорания — это давление воздуха за компрессором p_{kmin}^* , а для форсажных — давление газов за турбиной p_{Tmin}^* . Именно по p_{Tmin}^* определяют минимальную приборную скорость и максимальную высоту полета, принимаемые в качестве границ надежной и устойчивой работы форсажной камеры и задаваемые экипажу инструкцией.

На некоторых силовых установках либо устанавливаются автоматические устройства, исключающие на больших высотах возможность дросселирования двигателя ниже определенного режима (близкого к максимальному), либо вводится ограничение по дросселированию двигателя на больших высотах. Это связано, прежде всего, с ухудшением в этих условиях работы основных камер сгорания на переходных режимах. В эксплуатации отмечаются, например, случаи срыва пламени в основных камерах сгорания и самовыключения двигателя при планировании самолета с больших высот полета через несколько секунд после установки РУД в положение «Малый газ». Физическая сущность этого явления состоит в том, что при дросселировании двигателя давление топлива перед форсунками быстро падает, что ведет к кратковременному снижению частоты вращения n до значений, меньших $n_{м.г.}$. Затем регулятор интенсивно восстанавливает частоту вращения до $n_{м.г.}$. На больших высотах из-за плохого качества распыла топлива и низких значений температуры и давления воздуха на входе в камеру сгорания такое кратковременное обеднение и последующее интенсивное обогащение смеси приводит к срыву пламени и выключению двигателя.

Встречная приемистость, опасная по условиям устойчивой работы камеры сгорания (и компрессора) при полетах на больших высотах с малыми скоростями, может иметь место при выключении форсажа. Причина ее заключается в возможной ошибке летчика — переводе РУД при выключении форсажа ниже упора «Максималь» и стремление его исправить эту ошибку путем немедленно возврата РУД вперед на этот упор. В результате происходит заброс топлива в камеру сгорания в условиях уменьшающейся частоты вращения ротора, т. е. пониженных расходов воздуха. Это может привести к срыву пламени и выключению двигателя из-за переобогащения смеси или к опасному росту температуры газов T_T^* . Поэтому если РУД при выключении форсажа на больших высотах по ошибке оказался убраным ниже упора «Максималь», летчику рекомендуется оставить его в этом положении и снижаться до высот, где разрешена работа двигателя на режимах ниже максимального.

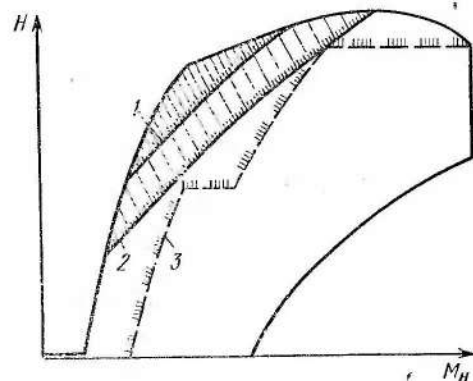


Рис. 16.8. Типичное расположение границ: 1 — устойчивой работы форсажной камеры; 2 — ее надежного розжига; 3 — разрешенного инструкцией включения форсажа

2. Дросселирование двигателя на форсажных режимах осуществляется снижением подачи форсажного топлива, при котором обычно уменьшается давление топлива перед форсунками. Это ухудшает качество распыла топлива, поэтому диапазон режимов полета, в котором гарантируется устойчивая работа двигателя на частичных форсажных режимах, как правило, уже, чем на режиме полного форсажа. Еще более узким по высоте и скорости является диапазон режимов полета, в котором гарантируется надежное включение форсажа, так как розжиг форсажа требует более высоких параметров газа на входе в камеру (в том числе и p_{Tmin}^*), чем при уже включенном форсаже. Из условия обеспечения устойчивой работы форсажных камер сгорания у ряда ТРДФ при полете на очень больших высотах запрещается дросселировать двигатель на форсаже, так как вызываемое этим резкое обеднение смеси может привести к срыву пламени в форсажной камере. На рис. 16.8 показано типичное расположение границы устойчивой работы форсажной камеры 1 (при полном или частичном форсаже) и границы разрешенного включения форсажа 2. Штриховой линией 3 показана та же граница, но устанавливаемая не из условия $p_T^* = p_{Tmin}^*$, а по допустимым значениям приборных скоростей и высот полета, по отношению к которой линия 2 является как бы огибающей.

Включение форсажа запрещается во время разбега самолета на взлете и сразу же после взлета на малых высотах. Это объясняется тем, что в момент включения форсажа, вследствие того что открытие створок сопла опережает подачу форсажного топлива, возникает провал тяги, который весьма опасен при малых скоростях и высотах полета. В переходном процессе включения форсажа возможны и более тяжелые последствия — неустойчивая работа компрессора и выключение двигателя.

3. Ограничения по обеспечению надежного запуска двигателя в условиях полета обычно сводятся к заданию диапазона скоростей по прибору и высот полета, в которых гарантируется розжиг основных камер сгорания. При очень низких значениях приборной скорости $V_{пр}$, т. е. малых частотах вращения авторотации, из-за низкого скоростного напора и малых скоростей движения воздуха в камере сгорания надежный запуск двигателя не обеспечивается вследствие слабой турбулентности потока воздуха, малых скоростей распространения пламени и невозможности обеспечения требуемого состава топливовоздушной смеси. При слишком больших значениях $V_{пр}$ и высоких скоростях авторотации также может не обеспечиваться надежный розжиг камеры. Диапазон значений $V_{пр}$, в котором может быть осуществлен надежный запуск, приходится ограничивать также, исходя из жестких требований к точности дозирования топлива в процессе увеличения частоты вращения от режима авторотации до режима полетного малого газа. Несоблюдение этих требований может привести к «горячему» или «холодному зависанию оборотов» двигателя. С увеличением высоты полета диапазон между $V_{пр\ min}$ и $V_{пр\ max}$ может сокращаться. Границы по высоте могут быть расширены благодаря применению кислородной подпитки.

4. На больших высотах полета наблюдается ухудшение условий горения и качества распыла топлива. На некоторых двигателях это приводит к неустойчивости процесса горения на режимах полного или частичного форсажа. Обнаруживается это явление (именуемое пульсационным горением) по продольным толчкам и колебаниям частоты вращения и температуры газа перед турбиной. Для вывода двигателя из этой области неустойчивых режимов рекомендуется либо увеличить степень форсирования двигателя (если полет происходит на режиме частичного форсажа), либо изменить режим полета в направлении уменьшения высоты и увеличения скорости полета.

5. Сравнительно редким, но возможным для некоторых типов двигателей и весьма опасным режимом работы камер сгорания является, как известно, вибрационное горение. Оно проявляется в виде высокочастотных колебаний давления, сопровождаемых резким звуком высокого тона. Наиболее вероятные режимы полета, на которых возможно появление вибрационного горения, — это полеты на малых высотах и больших скоростях на полном форсаже, когда давление в форсажной камере достигает наиболее высоких значений. Эффективным средством для устранения этого вида не-

устойчивой работы двигателя является дросселирование или выключение форсажа (снижение режимов двигателя) и уменьшение скорости полета самолета.

16. 2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО УСЛОВИЯМ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

Ограничения по условиям прочности относятся к числу важнейших эксплуатационных ограничений режимов работы двигателя. Они обусловлены тем, что при изменении условий полета и режима работы двигателя весьма сильно изменяются аэродинамические, механические, температурные и вибрационные нагрузки на элементы силовой установки. В отдельных неблагоприятных случаях это может привести к недопустимому увеличению напряжений и к снижению запасов прочности в элементах конструкции, что непосредственно сказывается на надежности работы силовой установки и безопасности полетов. Прочностные ограничения вводятся для сохранения допустимых значений запасов прочности во всех элементах конструкции при изменении условий полета и режимов работы двигателя.

1. Характерными для всех ТРД являются ограничения максимальной частоты вращения n_{max} и максимальной температуры газов перед турбиной $T_{г\ max}^*$ (контролируемой, как правило, по температуре газов за турбиной $T_{г\ *}^*$). Указанные параметры очень сильно влияют на запас прочности лопаток турбины, которые в свою очередь лимитируют надежность двигателя на максимальном режиме. Достаточно сказать, что при увеличении n_{max} на 1% при прочих равных условиях запас прочности турбинных лопаток снижается на 5—10%.

У ТРДФ наиболее высокий уровень как механических, так и тепловых нагрузок соответствует работе двигателя на режимах полного форсажа. На некоторых современных ТРДФ предусматривается дополнительное форсирование двигателя на режимах полного форсажа (чрезвычайный режим, II форсаж), которое может осуществляться как увеличением n_{max} , так и повышением $T_{г\ max}^*$ и $T_{ф\ max}^*$. Дополнительные механические и тепловые нагрузки заставляют ограничивать как время работы двигателя на этих режимах, так и диапазон допустимых режимов полета для их применения.

Учитывая весьма опасные последствия даже кратковременного превышения допустимых значений указанных параметров в случаях неисправности двигателя и систем его регулирования, необходимо их постоянно контролировать в полете и на земле.

2. Помимо режима работы двигателя, значительное влияние на уровень напряжения в элементах его конструкции оказывает режим полета самолета. В частности, на малых высотах с увеличением скорости полета расход воздуха через двигатель становится намного большим взлетного. Это приводит к росту аэродинамических и вибрационных нагрузок на лопатках компрессора и турбины, а также крутящего момента на валу двигателя $M_{кр}$. Высокое

избыточное давление за компрессором, достигаемое при этих условиях полета, приводит также к увеличению напряжений в корпусах двигателя.

Выбор критериев для внесения ограничений по прочности усложняется тем, что каждый из элементов конструкции имеет свои наиболее опасные условия нагружения.

Исследования показывают, что достижение наиболее опасных режимов в основных элементах конструкции двигателя достаточно полно характеризует допустимое давление за компрессором $p_{k\max}^*$. Кроме того, ограничение $p_{k\max}^*$ позволяет одновременно ограничить рост G_v и $M_{кр}$,

$$\text{где } M_{кр} = \frac{30 G_v L_k}{\pi n} \quad (16.5)$$

На рис. 16.9 показано изменение по числу M полета для разных высот p_k^* , G_v и $M_{кр}$. Основные линии относятся к программе регу-

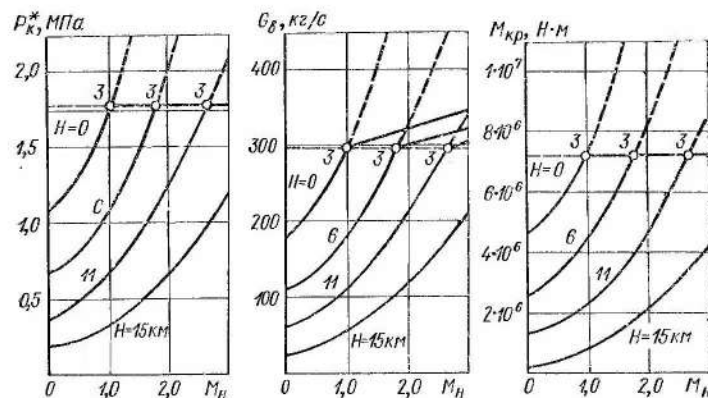


Рис. 16.9. Характер изменения p_k^* , G_v и $M_{кр}$ по M_H при переходе на ограничение по $p_{k\max}^*$

лирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$. Как видно, точки 3, соответствующие условию $p_k^* = p_{k\max}^*$ для разных высот полета, одновременно соответствуют одинаковым (наибольшим при условии $n = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$) значениям G_v и $M_{кр}$.

Равенство значений расхода воздуха (газа) при постоянстве давления p_k^* является следствием постоянства приведенного расхода газа через турбину

$$\frac{G_r \sqrt{T_r^*}}{p_r^*} = \frac{(1 + g_r) G_v \sqrt{T_r^*}}{\sigma_{к.с} p_k^*} = \text{const},$$

согласно которому при $p_k^* = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$ выполняется условие $G_v = \text{const}$.

В свою очередь, постоянство G_v при условии $T_r^* = \text{const}$, как следует из формулы (16.5), показывает, что $M_{кр}$ пропорционален L_k . Но при $n = \text{const}$ в боль-

шинстве случаев изменение L_k не превосходит 5—8% (см. рис. 14.7). С этой степенью точности можно считать справедливым в точках 3 условие $M_{кр} = \text{const}$.

Поскольку поддержание $p_{k\max}^* = \text{const}$ в условиях роста скорости полета может быть обеспечено лишь снижением подачи топлива в основную и, как следствие, в форсажную камеру сгорания, то при этом происходит резкое падение тяги двигателя в области ограничения по $p_{k\max}^*$. Характер изменения тяги и удельного расхода топлива в области ограничения по $p_{k\max}^*$ зависит от программы регулирования двигателя. Расчетные характеристики такого типа даны на рис. 16.10. Здесь правее точек 3 принята программа регулирования $p_{k\max}^* = \text{const}$; $\pi_k^* = \text{const}$, а левее — $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$. Резкое снижение тяги в области ограничения по $p_{k\max}^*$ на

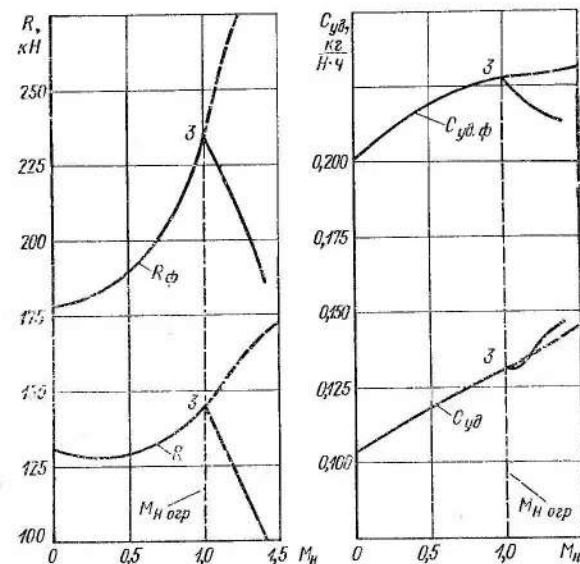


Рис. 16.10. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ, построенные с учетом ограничения по $p_{k\max}^*$

максимальном режиме объясняется снижением удельной тяги из-за уменьшения T_r^* и π_k^* , а также тем, что расход воздуха в этой области возрастает при увеличении M_H менее интенсивно, чем в области, где реализуется программа регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (рис. 16.11). Удельный расход топлива в области ограничения на рассматриваемых режимах может в зависимости от расчетных параметров двигателя либо уменьшаться, либо увеличиваться. В тех случаях, когда на двигателе имеется система регулирования температуры газа за турбиной, например, $T_r^* = \text{const}$, снижение тяги в области ограничения по $p_{k\max}^*$ получается менее значительным.

На форсажных режимах протекание характеристик двигателя в области ограничения по $p_{k\max}^*$ существенно зависит от программы регулирования форсажного контура, т. е. от характера изменения T_{ϕ}^* и p_{ϕ}^* в области ограничений. На рис. 16.8 характеристики на режиме форсажа в области ограничения по $p_{k\max}^*$ построены для случая $F_{кр.ф} = \text{const}$, при котором температура T_{ϕ}^* снижается пропорционально T_r^* , что приводит к особенно сильному снижению

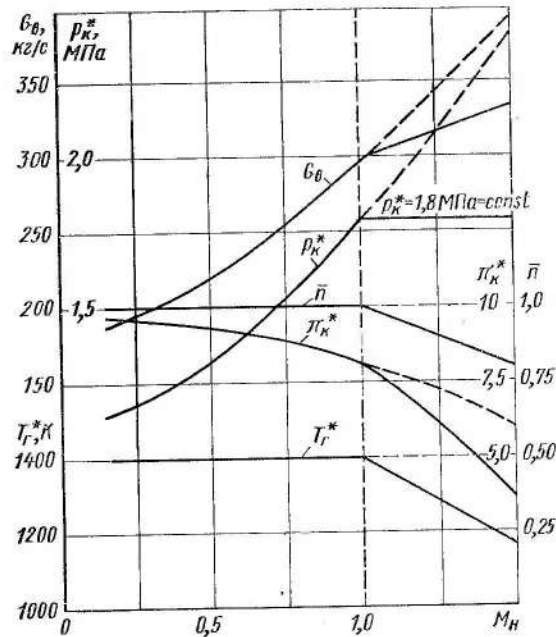


Рис. 16.11. Изменение основных параметров ТРД при переходе на ограничение по $p_{k\max}^*$

форсажной тяги в области ограничения. Удельный расход топлива при этом снижается, что объясняется уменьшением температуры T_{ϕ}^* и улучшением вследствие этого использования тепла в двигателе.

Обычно ограничение по $p_{k\max}^*$ реализуется в весьма узком диапазоне режимов полета (малые высоты и предельные числа M_H), и поэтому незначительно отражается на летных характеристиках самолета. На некоторых двигателях это ограничение может иметь место лишь при существенном отклонении атмосферных условий от стандартных. При этом уменьшение температуры T_H , которое в области отсутствия ограничения ведет к повышению π_k^* и p_k^* , приводит к тому, что $p_{k\max}^*$ и начало ограничения по $p_{k\max}^*$ достигаются при меньших числах M полета. Число M начала ограничения по $p_{k\max}^*$ уменьшается также при увеличении давления p_H .

Рассмотрим, как производится расчет характеристик ТРД и ТРДФ в области ограничений по $p_{k\max}^*$ при применении наиболее типичной для этого случая программы регулирования $p_k^* = \text{const}$; $\pi_k^* = \text{const}$ ($F_{кр} = \text{const}$). При принятых условиях в формуле тяги $R = G_{rc} - G_B V = R_{c.п} - G_B V$ на каждой заданной высоте полета значение $R_{c.п}$ остается постоянным и равным соответствующему значению на границе области ограничения.

Для доказательства представим $R_{c.п}$ через параметры газа, воспользовавшись уравнением (13.24) расхода газа через критическое сечение сопла и уравнением (13.25') для скорости истечения.

С учетом этих выражений и принимая $\lambda_{кр} = 1$, получим

$$R_{c.п} = m_T \sigma_{кр} p_T^* F_{кр} \varphi_c \sqrt{2 \frac{k_T}{k_T - 1} R_T \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right]}.$$

Как видно, тяга сопла при $F_{кр} = \text{const}$ для заданной высоты полета ($p_H = \text{const}$) является функцией только давления p_T^* . Если же рассматривать приведенную тягу сопла, то

$$\frac{R_{c.п}}{p_H} = f \left(\frac{p_T^*}{p_H} \right).$$

Соответственно при $\pi_k^* = \text{const}$

$$\frac{R_{c.п}}{p_H} = f \left(\frac{p_k^*}{p_H} \right).$$

Это свойство независимости тяги сопла от температуры газа перед соплом остается справедливым и для ТРДФ при $\pi_k^* = \text{const}$ $F_{кр.ф} = \text{const}$. В частности, при $p_k^* = \text{const}$ тяга сопла $R_{c.п}$ как для ТРД, так и для ТРДФ зависит только от высоты полета и не зависит от скорости полета. Ее численное значение выбирается из расчета характеристик в точках 3 начала ограничения (см. рис. 16.10). Следовательно, нахождение тяги в области ограничения по $p_{k\max}^*$ сводится к определению $G_B V$, т. е. к нахождению G_B . Расход воздуха через двигатель может быть найден по характеристике компрессора, если на нее нанесена рабочая линия, соответствующая условию $\pi_k^* = \text{const}$. Для этой цели вначале

определяется $\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_H} = \frac{p_k^*}{\sigma_{вх} p_H}$ по заданному значению p_k^* при наличии зависи-

мости $\sigma_{вх} = f(M_H)$. По найденному значению π_k^* однозначно находится $q(\lambda_v)$ (или $G_{в.пр}$), а затем и расход воздуха G_B .

Удельный расход топлива для ТРД определяется по формуле (12.11), в которой неизвестной величиной является $Q_0 = \frac{c_p}{\eta_T} (T_r^* - T_k^*)$. Здесь температура

$T_k^* = T_H^* \left(\frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*} + 1 \right)$ находится по параметрам рабочей точки характеристики компрессора, а температура T_r^* из уравнения расхода (14.18). Для определения $C_{уд.ф}$ нужно в соответствии с формулой (13.29) вначале найти T_{ϕ}^* . Температуру T_{ϕ}^* определяют из уравнения расхода, записанного, например, в форме (14.12). Затем находят $Q_{0\phi}$ и $C_{уд.ф}$.

3. В существующих ГТД иногда вводятся ограничения по вибрационной прочности лопаток первых ступеней компрессора. Эти

ограничения изучают в курсах конструкции авиационных двигателей. Заметим только, что они контролируются по допустимому в условиях полета сочетанию значений p_v^* и T_v^* , поскольку p_v^* связано с возбуждающей силой, а от T_v^* зависят прочностные свойства материалов лопаток.

4. К числу прочностных относятся ограничения по максимальной допустимой температуре воздуха на входе в двигатель $T_{H \max}^*$ (для высот более 11 км оно соответствует $M_{H \max}$) и по максимальному скоростному напору $q_{\max}$.

Рост числа M полета сопровождается увеличением температуры потока воздуха как на входе, так и по тракту компрессора. В результате снижается прочность элементов конструкции проточной части компрессора, а также других элементов двигателя, охлаждаемых воздухом, отбираемым за компрессором, в том числе газовой турбины. Ухудшаются условия работы маслосистемы. Таким образом, превышение $T_{H \max}^*$ опасно по условиям надежности работы двигателя.

Предельное значение скоростного напора $q_{\max} = \left(\frac{\rho_H V^2}{2} \right)_{\max}$ обусловлено прочностными свойствами элементов конструкции самолета и двигателя, в том числе сверхзвукового воздухозаборника и компрессора, так как q характеризует газодинамические нагрузки на эти элементы. Ограничения по $M_{H \max}$ и $q_{\max}$ указываются, как правило, в инструкции по эксплуатации самолета и двигателя и осуществляются в полете экипажем (контроль $q_{\max}$ обычно проводится по $V_{\text{пр max}}$).

5. Для самолетов с плоскими воздухозаборниками характерным является запрещение проверки работоспособности системы ручного управления входным устройством на земле при работающем двигателе. Это объясняется тем, что при повышенных режимах работы двигателя выпуск панелей (уменьшение площади горла воздухозаборника) при ограниченной пропускной способности выпускных створок вызывает понижение давления воздуха перед двигателем, опасное из условий прочности каналов входного устройства. Кроме того, приближение к режиму «зуда» воздухозаборника в этих условиях сопровождается увеличением неравномерности и нестационарности потока на выходе из него (особенно если учесть значительно больший диапазон регулирования площади горла у плоских входных устройств в сравнении с осесимметричными). Это может вызвать неустойчивую работу компрессора. Поэтому указанная проверка должна осуществляться с помощью специальной проверочной аппаратуры при неработающем двигателе.

16.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МАКСИМАЛЬНОЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ

Максимальная производительность топливных насосов выбирается из условия обеспечения работы двигателя на всех наиболее важных режимах полета самолета. Наибольшие расходы топлива

у ТРД и ТРДФ соответствуют режимам полета самолета на малых высотах с большими скоростями и в особенности при низкой температуре окружающего воздуха. Режимы полета у земли с предельными скоростями не являются основными для некоторых самолетов. Поэтому в целях уменьшения габаритных размеров и массы топливные насосы для таких самолетов могут быть выполнены с суммарной производительностью несколько меньшей максимальной потребной при полетах у земли (главным образом, за счет производительности форсажных насосов). В результате на указанных режимах полета (малые высоты и большие скорости) при включенном форсаже из-за недостаточного количества форсажного топлива температура $T_{\text{ф}}^*$ снижается, что приводит к уменьшению тяги двигателя.

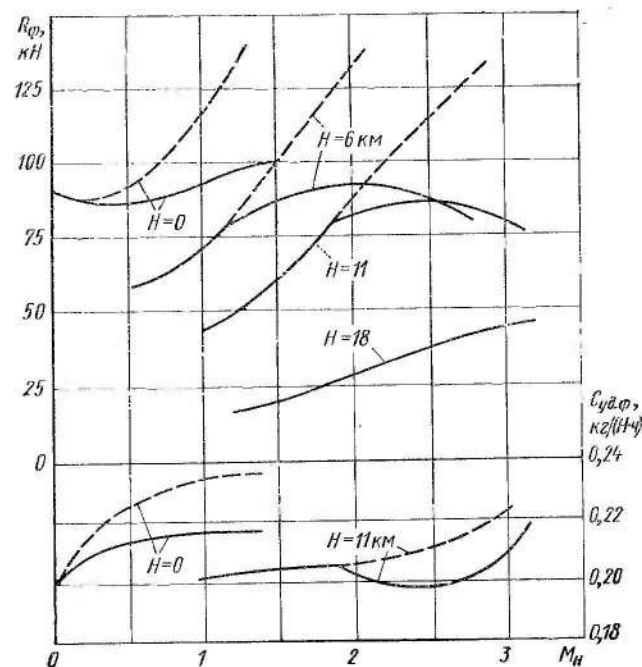


Рис. 16.12. Скоростные характеристики ТРДФ ($\pi_{\text{кр}}^* = 8$; $T_{\text{г}}^* = 1200 \text{ К}$; $T_{\text{ф}}^* = 2000 \text{ К}$):

— с учетом ограничения по $G_{\text{т.ф}} \max$; ---- без ограничения

В двигателях, у которых на режимах форсажа заданному положению РУД соответствует неизменная площадь выходного сечения сопла $F_{\text{кр}}$, снижение $T_{\text{ф}}^*$ сопровождается падением давления $p_{\text{ф}}^*$ в форсажной камере (и за турбиной $p_{\text{т}}^*$), степень расширения газов в турбине $\pi_{\text{т}}^* = p_{\text{г}}^*/p_{\text{т}}^*$ растет, и система регулирования,

поддерживая значение $n = \text{const}$, уменьшает подачу топлива в основную камеру сгорания. Таким образом, в этом случае одновременно снижается температура газов и перед турбиной $T_{т*}$ и в форсажной камере $T_{ф*}$, что приводит к значительному уменьшению тяги двигателя и ухудшению летных свойств самолета.

Это видно из рис. 16. 12, где приведены в качестве примера высотно-скоростные характеристики ТРДФ с указанным регулированием, рассчитанные из условия выбора максимальной производительности форсажного топливного насоса в земных статических условиях. Тяга падает тем значительнее, чем меньше высота и больше скорость полета. При наличии регулятора $T_{т*}$ достижение максимальной производительности форсажных насосов приведет к снижению лишь $T_{ф*}$ и соответственно — к меньшему падению тяги двигателя в области ограничения по $G_{т. ф. \max}$.

16. 4. ОБЛАСТИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

На рис. 16. 13 в качестве примера показано расположение возможных областей ограничений режимов работы ТРДФ. Линия 1—1 соответствует ограничению по $T_{в \max}$. Эквидистантно этой линии должна располагаться граница начала ограничения по $n_{пр \min}$ (если оно имеется). На высоте более 11 км ограничение по $T_{в \max}$

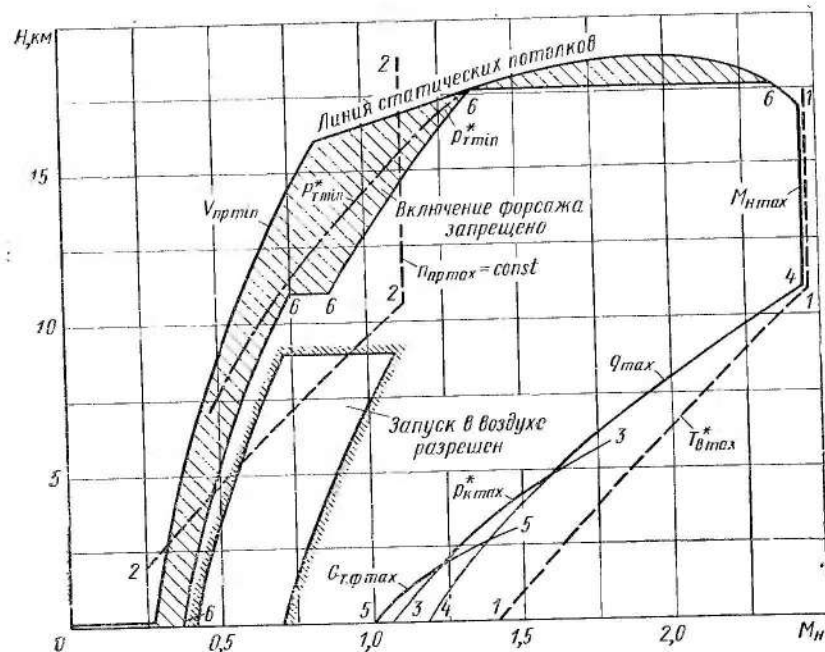


Рис. 16. 13. Возможные области ограничений режимов работы двигателей

задается в виде ограничения по $M_{н \max}$. Линия 2—2 соответствует началу ограничений по $n_{пр \max}$ и постоянству температуры $T_{в \min}^* = 288 \left(\frac{n_{\max}}{n_{пр \max}} \right)^2$.

Ограничению по $q_{\max}$ соответствует линия 4—4. В ряде случаев вдоль линии 4—4 значение $q_{\max}$ не остается постоянным, а уменьшается с высотой. Линия 3—3 обозначает начало ограничения по $p_{к \max}^*$, а линия 5—5 нанесена из условия достижения максимальной производительности форсажного топливного насоса. Правее этой линии (как и правее линии 3—3) тяга двигателя уменьшается из-за снижения подачи топлива.

Слева на рис. 16. 13 возможная область режимов полета ограничена минимально допустимой приборной скоростью полета $V_{пр \min}$. Она проходит обычно рядом с границей области устойчивой работы форсажной камеры. Последняя должна располагаться несколько левее (на 50—100 км/ч), чтобы не допустить возможности самовыключения форсажа из-за ошибок пилотирования.

Линия 6—6 соответствует ограничению по надежному включению форсажа. В заштрихованной области, лежащей влево от линии 6—6, может быть запрещено не только включение, но и дросселирование форсажа. На рисунке показана также область режимов полета, в которой разрешен запуск двигателя в воздухе. Обычно $V_{пр \min} = 350 \dots 400$ км/ч, $V_{пр \max} = 600 \dots 750$ км/ч, а высота надежного запуска составляет 6—8 км без кислородной подпитки и 10—15 км — с кислородной подпиткой топливных пусковых блоков.

Рис. 16. 13 дает только качественное представление о расположении областей ограничения режимов работы силовых установок сверхзвуковых самолетов. В каждом конкретном случае области эксплуатационных ограничений режимов полета могут быть сдвинуты в ту или иную сторону, а некоторые из них вообще могут отсутствовать.

16. 5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ, СВЯЗАННЫЕ С РАБОТОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Опыт эксплуатации современных самолетов с ГТД показывает, что, несмотря на принимаемые меры по защите силовой установки средствами автоматики от неустойчивой работы, механических и тепловых перегрузок, все же не исключается возможность нарушения ее нормальной работы (отказы в системе регулирования, нарушение установленных ограничений по пилотированию самолета и управлению силовой установкой). Поэтому исключительно важное значение в подготовке летного состава и руководителей полетов имеет умение принимать правильные и быстрые решения в целях ликвидации возможных последствий и оказания помощи экипажу в особых случаях, возникающих в полете. К числу весьма опасных нарушений нормальной работы силовой установки по указанным выше причинам относятся помпаж двигателя и помпаж

воздухозаборника, самопроизвольное включение двигателя, отказы в системах топливопитания, управления воздухозаборником, створками сопла и др.

Помпаж двигателя является следствием возникновения срыва или помпажа компрессора. Его признаками являются многократные хлопки в районе двигателя, падение частоты вращения ротора с одновременным ростом температуры газов, падение и восстановление тяги двигателя, ощущаемые летчиком как периодические продольные толчки. Дополнительным признаком для летчика может являться загорание светового табло «Перегрев двигателя» (или «Опасная температура газов»). В результате помпажа может произойти самовыключение двигателя, а в некоторых случаях — повреждение лопаток компрессора или перегрев лопаток турбины.

Срыв и помпаж компрессора могут возникать при отказах автоматики или невыполнении установленных ограничений. Сопутствующими неблагоприятными факторами при этом служат чрезмерно большое увеличение или уменьшение приведенной частоты вращения ротора, значительная неравномерность и нестационарность потока на входе в компрессор, попадание в двигатель спутных струй от впереди летящего самолета.

Значительное увеличение приведенной частоты вращения (попадание в область, близкую к линии 2—2 на рис. 16.13) возможно вследствие неблагоприятных сочетаний температуры окружающего воздуха, режима полета и режима работы двигателя. Например, полет при максимальной частоте вращения ротора в зимних условиях у земли или на больших высотах с малыми скоростями соответствует высоким значениям $n_{пр}$. Поскольку у большинства двигателей запас устойчивости компрессора при этом снижается, то при отказе автоматики, обеспечивающей ограничение по $n_{пр\max}$, может возникнуть неустойчивая работа компрессора.

Значительное снижение $n_{пр}$ возможно на режимах полета, когда наиболее высоких значений достигает температура $T_{в*}$ на входе в двигатель, что соответствует полету с большими сверхзвуковыми скоростями и в условиях наибольших возможных отклонений T_H от стандартных значений в сторону ее повышения (вблизи линии ограничений 1—1 на рис. 16.13). Здесь также наблюдается снижение запаса устойчивости у некоторых (нерегулируемых) компрессоров, и в случае, например, неправильной настройки или отказа автоматики также может нарушиться устойчивая работа двигателя.

Факторами, влияющими на снижение запаса устойчивости компрессора, являются также полет с большими углами атаки или скольжения (при резком маневрировании самолета), включение или выключение форсажа, быстрое изменение частоты вращения ротора двигателя, попадание на вход в двигатель спутных струй от впереди летящего самолета и т. п. Полет в этих условиях требует повышенного внимания экипажа, строгого соблюдения ограничений по допустимым скоростям и высотам полета, углу атаки

(перегрузкам) и другим параметрам, контролируемым летчиком. Если же помпаж в полете произошел, необходимо принять немедленные меры для восстановления нормальной работы двигателя.

При появлении признаков помпажа или срыва во избежание перегрева и выхода из строя турбины и механических повреждений лопаток компрессора летчику инструкцией рекомендуется убрать РУД в положение «Малый газ». Резкая уборка РУД приводит к снижению температуры газа перед турбиной и в некоторых случаях оказывается достаточной для вывода компрессора из срывного (помпажного) режима. Но чаще всего этой мерой срыв устранить не удается. Это проверяется контролем за температурой газов. Температура газов либо продолжает повышаться, либо рост ее прекращается, но она начинает возрастать при попытке увеличения частоты вращения. В таком случае необходимо установкой РУД в положение «Стоп» выключить двигатель и затем в последовательности, определенной инструкцией, произвести запуск двигателя в воздухе.

При помпаже компрессора, как известно, образуется вращающаяся срывная зона. За этой зоной горение в камере сгорания сначала прекращается, а после ее прохождения восстанавливается. В условиях полета на больших высотах и в некоторых типах камер сгорания (например, в трубчато-кольцевых камерах) скорость переброса пламени из одной жаровой трубы в другую может оказаться меньше скорости вращения срывной зоны. Тогда через сотые доли секунды после первого хлопка камера сгорания полностью гаснет — происходит самовыключение двигателя. Характерным признаком самовыключения является одновременное снижение частоты вращения и температуры газов за турбиной, резкое падение тяги, отсутствие реакции двигателя на перемещение РУД и характерный звук уменьшающихся оборотов.

Погасание пламени в камере сгорания приводит к значительному уменьшению сопротивления закомпрессорной части тракта двигателя, в результате чего скорость потока воздуха через компрессор увеличивается и срыв в компрессоре прекращается. Для восстановления исходного режима в таком случае необходимо произвести (в соответствии с инструкцией) запуск двигателя в воздухе. При наличии автоматической системы ликвидации помпажа летчик должен контролировать ее работу.

При различных отказах автоматики компрессора также возникает необходимость специальных действий летчика (в соответствии с инструкцией) по предотвращению попадания в режимы срыва и помпажа. Например, в случае неоткрытия лент перепуска при посадке самолета необходимо производить посадку с закрытыми лентами перепуска при повышенной частоте вращения ротора, обеспечивающей достаточный запас устойчивости компрессора. После посадки (касания земли) следует выключить двигатель.

Помпаж воздухозаборника возникает при сверхзвуковых скоростях полета и в тех случаях, когда пропускная способность двигателя оказывается меньше пропускной способности воз-

духозаборника. Характерными признаками его являются многократные удары (хлопки) в районе воздухозаборника (могут наблюдаться также «бубнение» и «зуд» в канале входного устройства), продольные толчки или тряска самолета.

В ряде случаев помпаж воздухозаборника приводит к помпажу компрессора и тогда сопровождается снижением частоты вращения ротора и опасным ростом температуры газов (или самовыключением двигателя). Рассмотрим наиболее характерные причины возникновения помпажа воздухозаборника на сверхзвуковых самолетах с ТРДФ, выявленные при их испытаниях и на основе опыта эксплуатации.

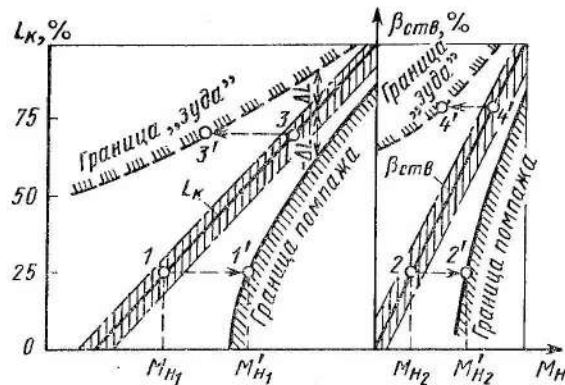


Рис. 16.14. Типичная программа регулирования сверхзвукового воздухозаборника по числу M полета

Наиболее характерной причиной появления помпажа воздухозаборника являются отказы в системе управления клином (конусом) или противопомпажными створками. На современных самолетах широко применяются такие системы регулирования воздухозаборников, когда положение клина (конуса) и противопомпажных створок задается в функции степени повышения давления компрессора или приведенной частоты вращения ротора двигателя. В таком случае программа регулирования, т. е. перемещение клина (конуса) L_k по числу M полета относительно расположения границ помпажа и «зуда», должна быть такой, как показано на рис. 16.14. На некоторых силовых установках после полного выдвижения конуса дальнейшее согласование режимов работы двигателя и воздухозаборника достигается открытием противопомпажных створок (см. изменение угла открытия створок $\beta_{ств}$).

С помощью рис. 16.14 удобно анализировать влияние отказов в системе регулирования на устойчивость работы воздухозаборника. Программа изменения L_k (и соответственно угла открытия створок $\beta_{ств}$) выбирается таким образом, чтобы при каждом числе M полета был достаточный запас устойчивой работы возду-

заборника по помпажу и «зуду». При этом предусматриваются возможные отклонения (допуски) на точность регулирования (заштрихованная полоса на рис. 16.14). Для каждого числа M полета определенное выдвижение конуса приводит к появлению «зуда», а его уборка — к помпажу. Этот ход конуса (измеряемый в миллиметрах) на практике служит мерой оценки запаса устойчивости воздухозаборника, так как он характеризует удаление задаваемого программой положения конуса от границы помпажа ($- \Delta L$) или от границы «зуда» ($+ \Delta L$) воздухозаборника. Если, например, при увеличении числа M полета, начиная с M_{H_1} (соответствующего точке 1), перестанет осуществляться выдвижение клина (конуса), то при достижении числа M'_{H_1} (соответствующего точке 1') возникнет помпаж воздухозаборника. Причина этого явления состоит в том, что расход воздуха через воздухозаборник из-за невидвижения конуса оказывается большим расхода, потребного для двигателя.

Если на режиме разгона самолета, начиная с числа M_{H_2} (соответствующего точке 2), перестанут открываться противопомпажные створки, то по достижении числа M_{H_2} (соответствующего точке 2') также возникнет помпаж воздухозаборника из-за невозможности выпуска избыточного воздуха из входного канала во внешний поток через противопомпажные створки.

Отказ в автоматике управления воздухозаборником при торможении самолета приводит к появлению «зуда». Если, например, в точке 4 при торможении самолета противопомпажные створки перестанут закрываться или в точке 3 перестанет убираться клин, то расход воздуха через воздухозаборник окажется меньше потребного расхода воздуха через двигатель (или через двигатель и створки совместно). Противодавление за воздухозаборником по этой причине снизится и по достижении соответственно точек 3' или 4' возникнет «зуд».

При рассмотренных отказах в системе автоматического управления воздухозаборником обычно предусматривается возможность перехода на ручное управление. При этом, очевидно, на разгоне нужно выдвигать, а при торможении убирать клин (конус) в соответствии с указаниями инструкции, используя показания M -метра и специального индикатора. У двухдвигательного самолета для ручной установки положения клина неисправного воздухозаборника можно пользоваться стрелкой указателя положения клина работающего воздухозаборника (при одинаковой частоте вращения роторов обоих двигателей). Аналогичным путем должно осуществляться ручное управление противопомпажными створками.

Помпаж воздухозаборника может возникать также при дросселировании двигателя или выключении форсажа на режимах полета, где эти действия запрещены (например, уменьшение n на больших числах M полета), при резком маневрировании самолета и в других отмечавшихся ранее случаях (см. подразд. 16.1).

При помпаже воздухозаборника, не вызывающем роста температуры газа или останова двигателя, рекомендуется выключить

форсаж и обеспечить быстрое уменьшение скорости полета самолета, используя для этого также набор высоты. Затем нужно внимательно следить за температурой газа за турбиной по указателю $T_{г*}$ и в случае ее роста, что свидетельствует о помпаже двигателя, — выключить отказавший двигатель установкой РУД в положение «Стоп» во избежание перегрева и обгорания лопаток турбины. Если в процессе торможения самолета помпаж воздухозаборника прекратится и температура не выйдет из нормы, выключение двигателя производить не следует. Тогда нужно в процессе дальнейшего торможения самолета проконтролировать уборку клина (конуса). При отказе автоматики воздухозаборника и системы его ручного управления следует убрать клин (конус), используя ручную (аварийную) систему управления его уборкой. Во всех случаях рекомендуется прекратить выполнение задания и дальнейший полет совершать на пониженном режиме работы двигателя с температурой газа за турбиной, не превышающей значения, указанного в инструкции.

У самолетов, имеющих боковые входные устройства, при возникновении помпажа воздухозаборника на больших числах M полета возможно появление скольжения и энергичное развитие крена самолета, которые могут вызвать его вращение вокруг продольной оси. Это является следствием нарушения симметрии аэродинамических сил, действующих на самолет (снижение подъемной силы крыла со стороны отказавшего воздухозаборника из-за явления срыва на крыле), и сил тяги (снижение тяги двигателя с отказавшим воздухозаборником).

В этом случае нужно парировать развитие крена отклонением органов поперечного управления и руля направления против возникшего вращения, уменьшить поперечную перегрузку, а затем выключить двигатель установкой РУД в положение «Стоп» и после прекращения вращения самолета произвести запуск двигателя в соответствии с инструкцией.

При отказах в системе как автоматического, так и ручного управления воздухозаборником (о чем летчик узнает по загоранию специального табло, а также по указателям положения органов управления воздухозаборником в кабине) необходимо выключить форсаж, чтобы погасить скорость, и перейти на аварийное ручное управление отказавшим воздухозаборником в соответствии с инструкцией. При этом, как правило, в процессе торможения самолета предусматривается полная уборка клина при максимальной частоте вращения ротора двигателя, а затем, начиная с числа M_H , указанного в инструкции (обычно оно не превышает 1,2—1,5), разрешается дросселирование двигателя.

При отказе гидросистемы управления воздухозаборником и отсутствии аварийных средств его регулирования предусматривается стопорение клина (конуса) в положении, соответствующем моменту отказа. При этом могут быть случаи посадки самолета с выпущенным клином, т. е. при малой пропускной способности входа. В этом случае при посадке и пробеге не следует устанавливать

частоту вращения ротора двигателя, превышающую указанное в инструкции значение, во избежание разрушения (смятия) воздухозаборника и его воздушного тракта из-за чрезмерного разрежения в канале.

Отказы в системе управления створками, регулирующими площадь критического сечения сопла, могут приводить к ряду нежелательных последствий. Например, если при выключении форсажа створки сопла остаются в открытом положении, или если створки раскрыты, а форсаж не включается, или же если просто происходит самопроизвольное раскрытие створок в полете на бесфорсажном режиме, то это вызывает повышение $T_{г*}$ и увеличение частоты вращения ротора двигателя. Регулятор подачи топлива из условия $n = \text{const}$ уменьшает подачу топлива в основную камеру сгорания, что приводит к резкому снижению тяги двигателя, опасному при полете самолета на малых высотах. У двухвальных ТРД в этом случае происходит еще и уменьшение скольжения и в результате — снижение ΔK_y . Для исключения в этих случаях значительного падения тяги и потери газодинамической устойчивости двигателя предусматривается возможность для летчика прикрыть створки сопла принудительно.

Аналогичные признаки (уменьшение температуры $T_{г*}$ и снижение тяги двигателя) могут наблюдаться в случае невыключения форсажа при полетах с малыми значениями $V_{пр}$, когда система управления створками сопла работает нормально, а розжиг форсажной камеры не происходит из-за чрезмерного снижения давления на входе в нее, т. е. при $p_{г*} < p_{г* \text{ мин}}$. В таких условиях рекомендуется убрать РУД в положение «Максимал», увеличить скорость полета с целью повышения $p_{г*}$ и затем уже повторно выключить форсаж.

Отказ в системе управления, приводящий к нераскрытию створок сопла при включении форсажа, является еще более опасным (из-за возможного увеличения температуры $T_{г*}$ сверх $T_{г \text{ max}}$), как из условия прочности турбины, так и из условия устойчивой работы компрессора и воздухозаборника. Поэтому в системе управления обычно предусматриваются надежные блокировки, исключающие подачу форсажного топлива при нераскрытых створках сопла.

Глава 17

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС ДТРД И ДТРДФ

Как было показано в гл. 13, увеличение температуры газов перед турбиной T_T^* является эффективным средством повышения удельной тяги и соответственно увеличения лобовой тяги и уменьшения удельной массы ТРД. Но экономичность двигателя на дозвуковых скоростях полета при высоких значениях T_T^* ухудшается. Разрешение этого противоречия может быть достигнуто путем перехода к двухконтурной схеме двигателя и имеющей, кроме того, ряд других преимуществ, облегчающих создание легких и экономичных двигателей при высоких значениях T_T^* . Поэтому последнее десятилетие характерно все более широким применением ДТРД. Двигатели такого типа установлены на всемирно известных межконтинентальных лайнерах Ил-62 и Боинг-747, на самолете для местных авиалиний Як-42, на сверхзвуковом Ту-144 и на многих других самолетах. Двухконтурный ТРД может быть выполнен по различным схемам, основные из которых рассмотрены ниже.

17.1. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ И ПАРАМЕТРЫ

На рис. 17.1 приведены два варианта типичной схемы ДТРД с раздельным выходом потока из контуров. Весь поступающий в двигатель воздух в количестве $G_{вд}$ проходит через первую группу ступеней компрессора, являющуюся общей для обоих контуров, после чего разделяется далее на два потока. Часть его в количестве $G_{в1}$ проходит через все ступени компрессора, камеру сгорания, турбину и выходное сопло внутреннего (первого) контура. Остальной воздух в количестве $G_{в2}$ поступает в канал, окружающий внутренний контур, и через него проходит далее в кольцевое сопло наружного (второго) контура. По этой схеме выполнены отечественные двигатели Д-20П, АИ-25, американский ДТРД TF34 и др.

Отношение расхода воздуха через второй контур к расходу через первый контур

$$m = G_{в2} / G_{в1}$$

называется *степенью двухконтурности* двигателя. Обычно $m =$

$= 1,0 \dots 3,0$, но в некоторых конструкциях достигает 5—6 и более, причем в последнем случае используется чаще всего схема, пример которой показан на рис. 17.1, б.

Для лучшего согласования параметров ступеней компрессора и турбины и обеспечения устойчивой работы компрессора на нерасчетных режимах двухконтурные двигатели выполняются обычно по двухвальной или по трехвальной схеме. Каскады компрессора, расположенные полностью во внутреннем контуре, вместе с вращающимися их турбинами и основной камерой сгорания образуют в этом случае газогенератор.

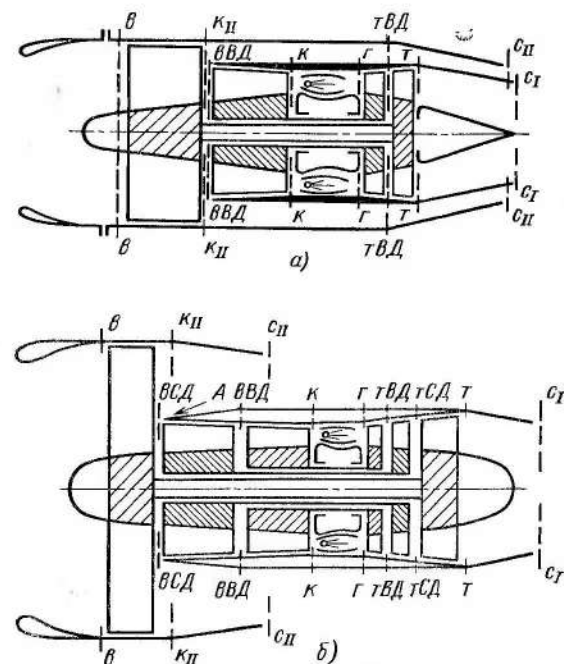


Рис. 17.1. Схемы ДТРД с раздельными контурами:
а — двухвальный ДТРД; б — трехвальный ДТРД с укороченным каналом наружного контура

В конструктивном отношении двухконтурные ТРД, конечно, сложнее обычных турбореактивных двигателей, но зато они имеют значительно лучшую экономичность на дозвуковых скоростях полета, что объясняется следующими причинами.

Как известно (см. гл. 12), полный КПД ВРД $\eta_{пв}$ равен произведению внутреннего КПД $\eta_{вв}$, определяющего совершенство двигателя как тепловой машины, и тягового КПД $\eta_{тг}$. В ДТРД работа цикла внутреннего контура передается частично воздуху, протекающему через наружный контур, в результате чего общая масса воздуха, проходящего через двигатель (при данном расходе топли-

ва), увеличивается, а приращение его кинетической энергии в расчете на единицу массы уменьшается. Уменьшение скорости истечения приводит согласно формуле (12.17) к увеличению $\eta_{\text{тяги}}$, и поэтому (если гидравлические потери во втором контуре невелики) $\eta_{\text{п}}$ двигателя возрастает, а удельный расход топлива соответственно снижается.

Увеличение температуры газов перед турбиной ТРД, как известно, улучшает степень совершенства реального цикла двигателя и приводит поэтому к росту $\eta_{\text{вн}}$. Но одновременно с этим увеличение $T_{\text{г}}^*$ сопровождается увеличением скорости истечения газов и соответственно падением $\eta_{\text{тяги}}$. В ДТРД увеличение $T_{\text{г}}^*$ менее резко сказывается на $\eta_{\text{тяги}}$ (из-за существенно меньших значений скорости истечения). Поэтому двухконтурная схема позволяет сочетать высокие значения $T_{\text{г}}^*$ (и соответственно высокие значения $\eta_{\text{вн}}$) с малой скоростью истечения, т. е. с высоким уровнем $\eta_{\text{тяги}}$. Это и обуславливает более высокую экономичность ДТРД. Помимо этого, необходимо отметить также следующие преимущества двухконтурных ТРД перед одноконтурными:

— менее существенная зависимость массы двигателя от $\pi_{\text{к}}^*$ благодаря относительно малым размерам внутреннего контура позволяет создавать легкие двигатели с высокими $\pi_{\text{к}}^*$, выгодными с точки зрения повышения экономичности;

— наружный контур по отношению к компрессору играет роль постоянно действующего перепуска воздуха, что существенно облегчает задачу обеспечения устойчивой работы компрессора при высоких $\pi_{\text{к}}^*$;

— малая скорость истечения газов из сопел двигателя облегчает задачу шумоглушения (хотя большой вентилятор сам может стать источником шума большой интенсивности).

На рис. 17.1, а даны обозначения основных сечений газозвдушного тракта ДТРД, которые будут использованы в дальнейшем изложении. Здесь буквами *в* обозначено сечение на входе в двигатель (перед компрессором); *к*, *г* и *т* — соответственно за компрессором, за камерой сгорания и за турбиной во внутреннем контуре; *кП* — сечение за компрессором в наружном (втором) контуре; *сI* и *сП* — выходные сечения сопел первого и второго контуров. Кроме того, как и в двухвальном ТРД, будем рассматривать сечение *вВД* на входе в компрессор высокого давления и сечение *тВД* на выходе из турбины высокого давления. Если все ступени КНД подают воздух в оба контура и между КНД и КВД, как на рис. 17.1, а нет переходника, то сечения *кП* и *вВД* могут совпадать. Но и в этом случае следует учитывать, что параметры за КНД могут существенно изменяться по радиусу. Обозначения основных сечений тракта трехвального ДТРД показаны на рис. 17.1, б.

Отношение полных давлений в сечениях *к* и *в* называется степенью повышения давления во внутреннем (первом) контуре $\pi_{\text{к1}}^*$. Поскольку воздух, поступающий во внутренний контур, сжимается последовательно в двух или трех каскадах компрессора, для этой

величины применяется также обозначение $\pi_{\text{кв}}^*$. В выполненных конструкциях ДТРД в земных условиях $\pi_{\text{кв}}^* \approx 10 \dots 30$. Аналогично $\pi_{\text{кП}}^* = p_{\text{кП}}^*/p_{\text{в}}^*$ называется степенью повышения давления во втором (наружном) контуре. Компрессор, подающий воздух во второй контур, называют также *вентилятором*, а значение $\pi_{\text{кП}}^*$ — степенью повышения давления в вентиляторе $\pi_{\text{в}}^*$. Обычно значение $\pi_{\text{в}}^*$ много ниже $\pi_{\text{кв}}^*$ и не превышает 2,5—3.

Помимо двух изображенных на рис. 17.1 вариантов, ДТРД могут быть выполнены (не считая различия в числе каскадов компрессора) еще по нескольким схемам, из которых важно отметить следующие.

1. В КНД часть ступеней может использоваться только для сжатия воздуха, поступающего во внутренний контур (рис. 17.2, а). Эти ступени называются «подпорными». Использование такой схемы позволяет, варьируя число и параметры подпорных ступеней, изменять в значительных пределах соотношение степеней повышения давления во внутреннем и наружном контурах и создавать таким путем целое семейство двигателей с различными значениями $\pi_{\text{кП}}^*$, $\pi_{\text{кв}}^*$ и *m* на базе одного и того же газогенератора. По такой схеме выполнены, например, двигатели JT9Д фирмы «Пратт—Уитни» и СГ6-50 фирмы «Дженерал электрик».

2. Выход потоков газа (воздуха) из внутреннего и наружного контуров может быть организован не через отдельные сопла, а через одно общее сопло (рис. 17.2, б). Здесь воздух, прошедший через наружный контур, поступает в затурбинное пространство, где смешивается (перед соплом) с потоком выходящих из турбины газов. Пространство между турбиной и соплом, в котором организуется смешение потоков, называется камерой смешения. Такая схема ниже будет сокращенно именоваться ДТРДсм.

Смешение потоков за турбиной обеспечивает ряд преимуществ по сравнению с двигателем с разделительными контурами (см. ниже подразд. 17.3). Поэтому эта схема часто используется в двигателях с малой и умеренной степенью двухконтурности ($m \leq 2,0 \dots 2,5$). Примерами могут служить отечественные двигатели НК-8, Д-30 и ряд модификаций английского ДТРД «Спей». При

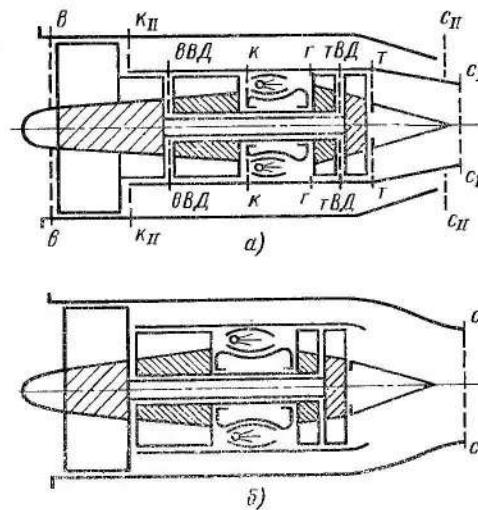


Рис. 17.2. Варианты схем ДТРД:

а — с «подпорными» ступенями; б — с камерой смешения за турбиной (ДТРДсм)

этом компрессор низкого давления может выполняться как с подпорными ступенями, так и без них.

3. Для увеличения тяги, в особенности на сверхзвуковых скоростях полета, ДТРД могут снабжаться форсажными камерами, аналогичными форсажным камерам ТРДФ. На форсажных режимах ДТРДФ полностью или почти полностью (в зависимости от схемы) теряют свои преимущества в экономичности перед ТРДФ. Однако для многорежимных самолетов, выполняющих полет и на

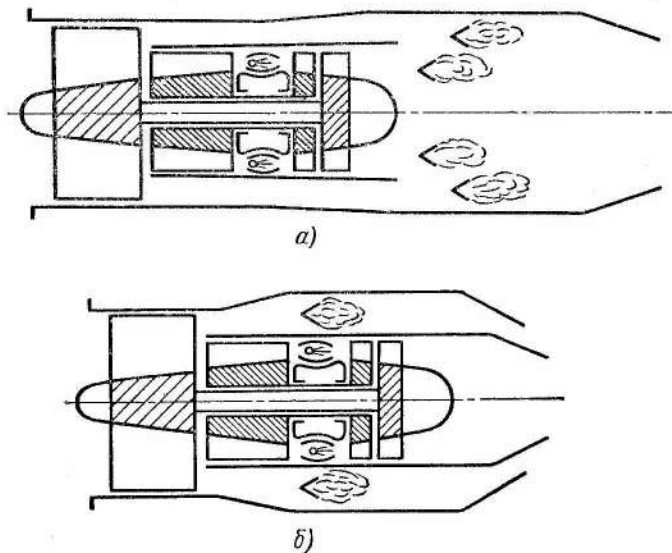


Рис. 17.3. Основные схемы ДТРДФ:

а — с общей форсажной камерой (ДТРДФсм); б — с форсированием только по наружному контуру (ДТРДФи)

сверхзвуковых и на дозвуковых скоростях, применение ДТРДФ в ряде случаев оказывается целесообразным. При этом расположение форсажной камеры может быть различным. Наибольшее распространение получили двухконтурные двигатели с общей форсажной камерой (рис. 17.3, а). По этой схеме выполнены, например, американские двигатели TF30, F100 и F101, англо-французские ДТРДФ «Адур», RB199 и др. Представляет значительный интерес также схема с форсажной камерой, расположенной в наружном контуре (рис. 17.3, б). Эта схема ниже будет сокращенно именоваться ДТРДФи.

Рассмотрим далее основные выражения для тяги и удельных параметров двигателей различных схем.

Для двигателей с раздельными контурами (в том числе для ДТРДФи) тяга, удельная тяга и удельный расход топлива определяются следующими соотношениями. Если $c_{с1}$

и $p_{с1}$ есть скорость и давление газов на срезе сопла первого контура, а $c_{с2}$ и $p_{с2}$ — соответствующие величины для второго контура, то согласно теореме Эйлера (см. гл. 8) тяга двухконтурного двигателя без учета внешнего сопротивления будет равна

$$R = G_{т1}c_{с1} + (p_{с1} - p_H)F_{с1} + G_{т2}c_{с2} + (p_{с2} - p_H)F_{с2} - G_{в2}V, \quad (17.1)$$

где $G_{т1}$ и $G_{т2}$ — расходы газа через сопла первого и второго контуров, а $F_{с1}$ и $F_{с2}$ — площади выходных сечений сопел.

Формулу (17.1) можно переписать также в виде

$$R = R_I + R_{II},$$

$$\left. \begin{aligned} \text{где} \quad R_I &= G_{т1}c_{с1} + (p_{с1} - p_H)F_{с1} - G_{в1}V \\ \text{и} \quad R_{II} &= G_{т2}c_{с2} + (p_{с2} - p_H)F_{с2} - G_{в2}V \end{aligned} \right\} \quad (17.2)$$

могут быть условно названы тягами первого и второго контуров. Отношение тяги R к суммарному расходу воздуха

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{в2}} = \frac{R_I + R_{II}}{G_{в1} + G_{в2}}$$

называется удельной тягой ДТРД. Если ввести понятия удельной тяги внутреннего контура $R_{уд1} = R_I/G_{в1}$ и удельной тяги наружного контура $R_{уд2} = R_{II}/G_{в2}$, то, разделив в выражении для удельной тяги ДТРД числитель и знаменатель на $G_{в1}$, получим

$$R_{уд} = \frac{R_{уд1} + mR_{уд2}}{1 + m}. \quad (17.3)$$

Отношение суммарного расхода топлива в обоих контурах к суммарной тяге

$$C_{уд} = \frac{G_t}{R} = \frac{G_{т1} + G_{т2}}{R_I + R_{II}}$$

представляет собой удельный расход топлива ДТРД.

Разделив в последнем выражении числитель и знаменатель на $G_{в1}$, получим

$$C_{уд} = \frac{3600(g_{т1} + mg_{т2})}{(1 + m)R_{уд}}, \quad (17.4)$$

где $g_{т1} = G_{т1}/G_{в1}$ и $g_{т2} = G_{т2}/G_{в2}$ — относительные доли топлива, подводимого к воздуху в первом и втором контурах.

Для двигателей с камерой смешения тяга, удельная тяга и удельный расход топлива определяются теми же формулами, что и для обычного ТРД:

$$\begin{aligned} R &= G_{тс}c_c + (p_c - p_H)F_c - G_{в2}V; \\ R_{уд} &= R/G_{в2}; \quad C_{уд} = \frac{G_{тс}}{R}, \end{aligned} \quad (17.5)$$

где c_c — среднее значение скорости газа на срезе сопла за каме-

рой смешения (или общей форсажной камерой, если она установлена) и $G_{тв}$ — суммарный расход топлива в основной и форсажной камерах.

17.2. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ РАБОТЫ ЦИКЛА МЕЖДУ КОНТУРАМИ ДТРД

Если удельная тяга и экономичность ТРД без форсажа в заданных условиях полета и при данном уровне гидравлических потерь определяются в основном двумя параметрами: $\pi_{к*}$ и T_r^* , то в ДТРД к ним добавляются еще два: m и $\pi_{кII}^*$, определяющая ту долю работы цикла первого контура, которая передается (через вентилятор) воздуху, поступающему во второй контур. Это существенно усложняет задачу выбора основных параметров ДТРД. Для ее упрощения рассмотрим сперва частную задачу — оптимальное распределение работы цикла между контурами в заданных условиях полета при фиксированных значениях m , $\pi_{кI}^*$ и T_r^* . При этом для упрощения будем пренебрегать массой топлива и считать расширение газов в соплах полным.

Рабочий процесс во внутреннем контуре ДТРД с отдельными контурами по существу ничем не отличается от рабочего процесса обычного ТРД. Поэтому работа цикла внутреннего контура нефорсированного ДТРД может быть выражена формулой, аналогичной формуле работы цикла ТРД:

$$L_{вI} = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e_1 - 1}{\eta_{кI}} \left(\frac{m_1 \Delta_1 \eta_{сI} \eta_{pI}}{e_1} - 1 \right), \quad (17.6)$$

где величины e_1 , Δ_1 , $\eta_{сI}$, η_{pI} и m_1 относятся к внутреннему контуру ДТРД.

Работа цикла внутреннего контура расходуется на приращение кинетической энергии газа в нем и частично передается во второй контур. Если $L_{кII}$ есть работа вращения компрессора второго контура, выраженная в единицах работы на единицу массы воздуха, проходящего через этот контур, то из первого контура должна быть соответственно отобрана работа, в m раз большая.

Следовательно,

$$L_{вI} = mL_{кII} + \frac{c_{сII}^2 - V^2}{2}. \quad (17.7)$$

При отсутствии подвода тепла во втором контуре термодинамический цикл в нем также отсутствует. Подведенная к воздуху в компрессоре работа $L_{кII}$ непосредственно тратится на увеличение кинетической энергии воздуха и на преодоление гидравлических потерь:

$$\frac{c_{сII}^2 - V^2}{2} = L_{кII} \eta_{II}, \quad (17.8)$$

где коэффициент η_{II} оценивает роль гидравлических потерь во втором контуре и при дозвуковых скоростях полета равен 0,78—0,86.

При фиксированном значении m увеличение доли работы цикла внутреннего контура, передаваемой во второй контур, приводит к повышению тягового КПД и соответственно удельной тяги двигателя. Это происходит до тех пор, пока дальнейшее увеличение $c_{сII}$ не приведет к столь значительному снижению тягового КПД наружного контура, в результате которого удельная тяга двигателя в целом начнет снижаться. Значение $L_{кII}$ (или $\pi_{кII}^*$) и соответствующее ему распределение работы цикла, при котором удельная тяга ДТРД достигает максимального значения, называется оптимальным. Заметим, что поскольку при неизменных параметрах цикла первого контура значение $g_{тI}$ остается неизменным, максимуму $R_{уд}$ (при $m = \text{const}$) одновременно соответствует согласно формуле (17.4) минимум $C_{уд}$.

Рассмотрим задачу определения оптимального значения $L_{кII}$ при условии, что режим полета и параметры цикла внутреннего контура (и, следовательно, $L_{кI}$) зафиксированы и что, кроме того, m и η_{II} остаются неизменными.

Тогда, записав формулу (17.3) в виде

$$R_{уд} = \frac{(c_{сI} - V) + m(c_{сII} - V)}{1 + m}$$

и взяв производную этого выражения по $L_{кII}$, получим условие экстремума:

$$\frac{dc_{сI}}{dL_{кII}} + m \frac{dc_{сII}}{dL_{кII}} = 0. \quad (17.9)$$

Но из формул (17.7) и (17.8) следует, что при принятых условиях

$$\frac{dc_{сI}}{dL_{кII}} = -\frac{m}{c_{сI}} \quad \text{и} \quad \frac{dc_{сII}}{dL_{кII}} = \frac{\eta_{II}}{c_{сII}}.$$

Тогда, подставив эти выражения в уравнение (17.9), получим

$$\left(\frac{c_{сII}}{c_{сI}} \right)_{\text{опт}} = \eta_{II}. \quad (17.10)$$

Таким образом, оптимальному распределению работы цикла между контурами в идеальном случае ($\eta_{II} = 1$) соответствует равенство скоростей истечения газа и воздуха из контуров, а с учетом потерь в наружном контуре оптимальное значение $c_{сII}$ несколько снижается.

Скорости истечения газа и воздуха из внутреннего и наружного контуров равны

$$c_{сI} = \varphi_I \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT_r^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_r^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

$$c_{сII} = \varphi_{II} \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT_{кII}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{II}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где давление p_{II}^* перед соплом второго контура меньше $p_{кII}^*$ вследствие наличия потерь в канале этого контура:

$$p_{II}^* = \sigma_{II} p_{кII}^*, \quad (17.11)$$

причем коэффициент σ_{II} равен обычно 0,94—0,96, а для двигателей с укороченным каналом второго контура (см. рис. 17.1, б) — 0,98—0,99.

Поскольку температура воздуха в наружном контуре (за вентилятором) значительно ниже температуры газов за турбиной, для получения равных (или близких) скоростей истечения из контуров давление $p_{кII}^*$ должно быть существенно выше p_T^* . На рис. 17.4 для примера показана зависимость скорости истечения газа (воздуха) из каждого контура, удельной тяги и удельного расхода топлива ДТРД, а также отношения $p_{кII}^*/p_T^*$ от степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{кII}^*$ при работе на старте. Как видно, максимум $R_{уд}$ и одновременно минимум $C_{уд}$ достигаются здесь при $\pi_{кII}^*_{опт} = 4$ (что соответствует $p_{кII}^*/p_T^* \approx 1,5$).

В общем случае оптимальное значение $\pi_{кII}^*$ (или $L_{кII}$) для ДТРД без смешения потоков зависит от многих факторов. Влияние наиболее важных из них легко проанализировать, приняв для упрощения $\eta_{II} = 1$. Тогда, используя соотношения (17.7), (17.8) и (17.10), получим

$$L_{кII опт} \approx \frac{L_{цI}}{1+m}. \quad (17.12)$$

Отсюда следует, что всякое увеличение работы цикла внутреннего контура (например, из-за увеличения $T_{гI}^*$) приводит к возрастанию $L_{кII опт}$ и соответственно к росту $\pi_{кII}^*_{опт}$. Увеличение скорости полета в дозвуковой области слабо сказывается на $L_{цI}$ и, следовательно, на $L_{кII опт}$. Увеличение высоты полета ведет к значительному увеличению $L_{кII опт}$ вследствие увеличения $L_{цI}$ и к еще более значительному увеличению $\pi_{кII}^*_{опт}$ вследствие дополнительного влияния снижения $T_{гI}^*$. Увеличение степени двухконтурности,

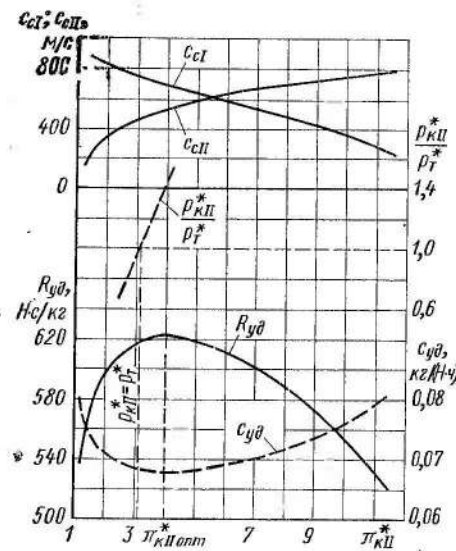


Рис. 17.4. Влияние $\pi_{кII}^*$ на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ ДТРД ($H=0$; $M_H=0$; $\sigma_{вх}=1$; $m=1$; $\pi_{кI}^*=25$; $T_{гI}^*=1600$ К; $\eta_{кII}=0,84$)

как видно из формулы (17.12), приводит к уменьшению $L_{кII опт}$ и соответственно $\pi_{кII}^*_{опт}$.

Для иллюстрации на рис. 17.5 показана зависимость значений $\pi_{кII}^*_{опт}$ от степени двухконтурности двигателя для стендовых условий и для условий полета с большой дозвуковой скоростью на высоте $H=11$ км при фиксированных параметрах цикла первого контура.

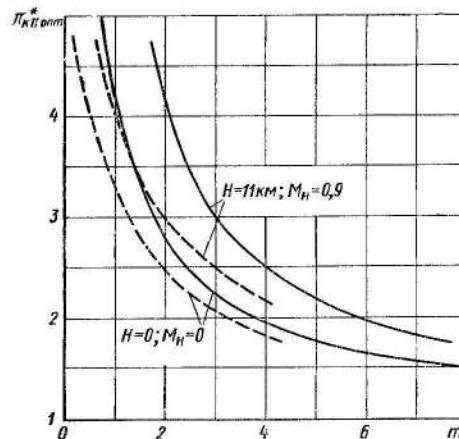


Рис. 17.5. Влияние m на $\pi_{кII}^*_{опт}$ ($\pi_{кI}^*=25$; $T_{гI}^*=1600$ К; $\eta_{кII}=0,84$):
— ДТРД; --- ДТРДсм

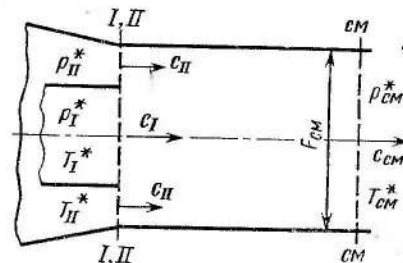


Рис. 17.6. Схема камеры смешения

17.3. ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ $\pi_{кII}^*$ В ДТРДсм

Параметры потока перед соплом в двигателе со смешением потоков за турбиной могут быть определены следующим образом.

Если в камеру смешения (рис. 17.6) из турбины поступают продукты сгорания в количестве $G_{гI}$ с температурой $T_{гI}^*$ и теплоемкостью $c_{гI}$, а из наружного контура — воздух в количестве $G_{вII}$ с температурой T_{II}^* и теплоемкостью $c_{рII}$, то в результате их полного смешения в соответствии с уравнением сохранения энергии температура смеси будет равна

$$T_{см}^* = \frac{G_{гI} c_{гI} T_{гI}^* + G_{вII} c_{рII} T_{II}^*}{(G_{гI} + G_{вII}) c_{рсм}},$$

где

$$c_{рсм} = c_{рI} \frac{G_{гI}}{G_{гI} + G_{вII}} + c_{рII} \frac{G_{вII}}{G_{гI} + G_{вII}}$$

— теплоемкость смеси.

Пренебрегая отличием $G_{\Gamma I}$ от $G_{\Gamma II}$, получим отсюда

$$T_{cm}^* = \frac{T_I^* + m \bar{c}_p T_{II}^*}{1 + m \bar{c}_p}, \quad (17.13)$$

где $\bar{c}_p = c_{p II} / c_{p I}$ — отношение теплоемкостей воздуха и газа.

Отличие этого отношения от единицы, как показывают расчеты, незначительно (всего в пределах 1—2%) влияет на значение T_{cm}^* . Поэтому с большой степенью приближения можно считать

$$T_{cm}^* = \frac{T_I^* + m T_{II}^*}{1 + m}. \quad (17.14)$$

Для определения давления на выходе из цилиндрической камеры смешения (см. рис. 17.6) запишем уравнение количества движения для массы газа, заключенной между сечениями I—I и см—см, полагая трение на стенках камеры отсутствующим, а поток в сечении см — см равномерным:

$$G_{cm} c_{cm} - (G_{\Gamma I} c_I + G_{\Gamma II} c_{II}) = p_I F_I + p_{II} F_{II} - p_{cm} F_{cm},$$

где F_I ; F_{II} — площади сечений каналов первого и второго контуров на входе в камеру смешения; $F_{cm} = F_I + F_{II}$ — общая площадь канала на выходе из нее; p_I ; p_{II} ; p_{cm} ; c_I ; c_{II} ; c_{cm} — статические давления и скорости потока в этих сечениях.

Используя газодинамическую функцию

$$z(\lambda) = \frac{Gc + pF}{Ga_{кр} + p_{кр} F_{кр}},$$

где $Ga_{кр} + p_{кр} F_{кр} = \frac{k+1}{\lambda} Ga_{кр}$, и пренебрегая различием физических свойств воздуха и газа, можно преобразовать это уравнение к виду

$$(1+m)z(\lambda_{cm}) = z(\lambda_I) \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{cm}^*}} + m z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{T_{II}^*}{T_{cm}^*}}, \quad (17.15)$$

причем, как известно, $z(\lambda) = 0,5(\lambda + 1/\lambda)$.

Наконец, записав при тех же условиях уравнение неразрывности для камеры смешения в виде

$$p_{cm}^* F_{cm} q(\lambda_{cm}) = (1+m) p_I^* F_I q(\lambda_I) \sqrt{\frac{T_{cm}^*}{T_I^*}}, \quad (17.16)$$

получим систему уравнений (17.14), (17.15) и (17.16), которая при известных значениях полных давлений, температур и скоростей (чисел λ) потока на входе в камеру смешения позволяет определить (путем их последовательного решения) значения T_{cm}^* , λ_{cm} и p_{cm}^* . При этом значение m , входящее в эти уравнения, однознач-

но связано с соотношением площадей сечений каналов и параметров потоков на входе в камеру:

$$m = \frac{F_{II}}{F_I} \frac{p_{II}^*}{p_I^*} \sqrt{\frac{T_I^*}{T_{II}^*}} \frac{q(\lambda_{II})}{q(\lambda_I)}. \quad (17.17)$$

Обычно в ДТРД скорости воздуха и газа на входе в камеру смешения дозвуковые (причем на расчетном режиме $\lambda_I = 0,3 \dots 0,5$). Тогда статические давления на входе в камеру по внутреннему и по наружному контуру можно принять одинаковыми и, следовательно, соотношение чисел λ_I и λ_{II} будет определяться соотношением полных давлений входящих в камеру потоков:

$$\Pi(\lambda_{II}) = \Pi(\lambda_I) p_I^* / p_{II}^*. \quad (17.18)$$

Скорость истечения газа из сопла двигателя со смешением потоков (при полном смешении и полном расширении) равна

$$c_c = \varphi \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_{cm}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{cm}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (17.19)$$

Нелинейность зависимости скорости истечения от температуры приводит к тому, что при возникновении теплообмена между потоками, выходящими из обоих контуров, скорость истечения более нагретого газа падает в меньшей степени, чем возрастает скорость истечения холодного газа. Выравнивание температуры обоих потоков в камере смешения (в процессе тепло- и массообмена между ними) приводит к аналогичному эффекту, и поэтому значение $R_{уд}$ в ДТРДсм на взлете теоретически оказывается на 1—3% выше, чем у двигателя без камеры смешения с такими же параметрами газа за турбиной и воздуха за вентилятором. В такой же мере улучшается при наличии смешения и экономичность двигателя (снижается $C_{уд}$).

Но для реализации этого выигрыша необходимо обеспечить достаточно равномерное поле температур перед соплом (достаточно полное смешение потоков) при малых потерях в камере смешения. С целью улучшения процесса смешения за турбиной может быть установлено специальное смесительное устройство (например, гофрированная поверхность или серия патрубков), обеспечивающее интенсификацию смешения благодаря резкому увеличению поверхности раздела обоих потоков.

Для снижения потерь в камере смешения скорости потоков на входе в нее должны быть близкими, что при равенстве статических давлений соответствует близости полных давлений ($p_{II}^* \approx p_I^*$). Поскольку давление p_{II}^* мало отличается от давления за вентилятором, а p_I^* — от давления за турбиной, то отсюда следует, что оптимальная степень повышения давления в вентиляторе ДТРДсм должна соответствовать условию

$$(p_{кII}^*)_{опт} \approx p_I^*.$$

Расчетные исследования подтверждают это. Максимум удельной тяги в ДТРДсм достигается обычно при $p_{кп}^* = (0,97 \dots 1,05) p_t^*$. Но это условие, как видно из рис. 17.4, достигается при заметно меньшем значении $\pi_{кп}^*$, чем $\pi_{кп\text{опт}}^*$ для двигателя без камеры смещения. Соответствующие значения $\pi_{кп\text{опт}}^*$ для ДТРДсм показаны на рис. 17.5. В то же время, как показывают исследования, удельная тяга в ДТРДсм при $p_{кп}/p_t^* = 1$ оказывается практически такой же (несколько выше), как и при оптимальном распределении $L_{д1}$ в ДТРД с раздельным выходом потоков. Возможность выбора пониженных значений $\pi_{кп}^*$ (и соответствующего снижения массы двигателя) является одним из преимуществ ДТРДсм.

Другим важным преимуществом этой схемы является упрощение задачи реверса тяги при наличии общего сопла.

При малой или умеренной разнице в значениях p_1^* и p_2^* расчет $p_{см}^*$ по формулам (17.14—17.17) может быть с достаточной для многих практических целей точностью заменен вычислением его по приближенной формуле:

$$p_{см}^* = \frac{p_1^* F_1 + p_2^* F_2}{F_1 + F_2} \sigma_{см}, \quad (17.20)$$

где введение коэффициента $\sigma_{см} = 0,98 \dots 0,99$ позволяет учесть реальную форму камеры смещения и трение на стенках, а также остаточную неравномерность потока (при неполном смещении), отрицательно влияющую на тягу двигателя.

17.4. ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ $\pi_{кп}^*$ В ДТРДФ

Для ДТРДФсм (см. рис. 17.3, а), очевидно, оптимальное значение $\pi_{кп}^*$ должно быть примерно таким же, как и для ДТРДсм, т. е. должно отвечать условию $p_{кп}^* \approx p_t^*$. При этом при фиксированном значении температуры газа в форсажной камере суммарное количество топлива, подведенного к воздуху в ДТРДсм, равно

$$g_{тс} = \frac{G_{12}}{G_{вс}} = \frac{c_p (T_{ф}^* - T_H^*)}{\eta_{гс} H_u}, \quad (17.21)$$

т. е. не зависит ни от m , ни от $\pi_{кп}^*$.

Следовательно, значение $\pi_{кп}^*$, оптимальное по удельной тяге, будет в этом случае одновременно оптимальным и по экономичности двигателя.

Иная картина наблюдается в ДТРДФП (см. рис. 17.3, б). В этом случае за счет подвода тепла приращение кинетической энергии воздуха во втором контуре оказывается гораздо больше работы, затраченной на вращение компрессора этого контура. Это делает более выгодной передачу энергии из первого контура во второй (с точки зрения получения максимальной тяги).

Кроме того, при увеличении $\pi_{кп}^*$ растет $p_{кп}^*$, что, как изве-

стно из термодинамики, приводит к лучшему использованию тепла, выделившегося в форсажной камере. Поэтому значения $\pi_{кп}^*$, обеспечивающие максимум удельной тяги или минимум удельного расхода топлива, для ДТРДФП оказываются более высокими, чем для ДТРД без форсажа.

Поскольку увеличение $\pi_{кп}^*$ (при фиксированном значении $T_{фп}^*$) в этой схеме влечет за собой снижение расхода топлива (вследствие уменьшения разности $T_{фп}^* - T_{кп}^*$), минимум $C_{уд.ф}$ здесь уже не совпадает с максимумом $R_{уд.ф}$, и наиболее экономичное значение $\pi_{кп}^*$ должно быть несколько больше оптимального по удельной тяге. Для иллюстрации на рис. 17.7 показано влияние $\pi_{кп}^*$ на $R_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ДТРДФП.

Как видно из рис. 17.4 и 17.7, зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от $\pi_{кп}^*$ протекают полого и при уменьшении $L_{кп}$ на 15—20% по сравнению с оптимальным ее значением (или экономичность) двигателя снижается примерно всего на 1%. При проектировании ДТРД обычно значения $\pi_{кп}^*$ выбираются меньше оптимальных, поскольку это позволяет уменьшить потребное число ступеней в вентиляторе (или их напорность) и снизить уровень давлений в тракте наружного контура, т. е. в конечном счете приводит к заметному снижению массы (веса) двигателя. Кроме того, следует отметить, что с изменением условий полета соотношения скоростей истечения газов из сопел первого и второго контуров уже выполненного двигателя, равно как и соотношение $p_{кп}^*/p_t^*$, существенно изменяются. В частности, с ростом скорости полета отношение $p_{кп}^*/p_t^*$ растет (см. ниже, гл. 18). Поэтому выбор $\pi_{кп}^*$ должен производиться с учетом этих изменений, что также приводит обычно к возможности (и целесообразности) иметь в условиях взлета значение $\pi_{кп}^*$ меньше оптимального.

Однако значения удельных параметров двигателя ($R_{уд}$ и $C_{уд}$) при этом оказываются достаточно близкими к оптимальным (вследствие отмеченной пологости зависимостей типа приведенных на рис. 17.4 и 17.7). Поэтому последующий анализ влияния различных параметров на удельную тягу и экономичность ДТРД будет проводиться (для упрощения) в предположении, что $\pi_{кп}^* = \pi_{кп\text{опт}}^*$.

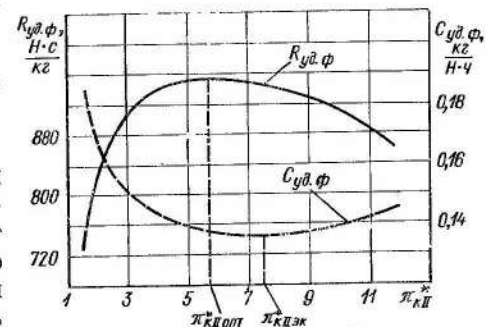


Рис. 17.7. Влияние $\pi_{кп}^*$ на $R_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ДТРДФП (условия те же, что и для рис. 17.4; $T_{ф}^* = 2000$ К)

17.5. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА ДАННЫЕ ДТРД

Как уже указывалось, удельные параметры двигателя со смешением потоков за турбиной и без смешения при оптимальных для каждой схемы значениях $\pi_{кп}^*$ близки друг к другу. Поэтому здесь мы ограничимся рассмотрением ДТРД с раздельными контурами.

Рассмотрим вначале влияние $\pi_1 = p_k^*/p_H$ и T_r^* на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ ДТРД при фиксированном значении степени двухконтурности. Из формул (17.7) и (17.8) с учетом (17.10) следует, что при $\eta_{п}=1$ и оптимальном значении $\pi_{кп}^*$ скорость истечения из сопел наружного и внутреннего контуров равна:

$$c_{c1} = c_{c11} = \sqrt{2 \frac{L_{п1}}{1+m} + V^2}.$$

Тогда $R_{уд1} = R_{удп}$, и с учетом формулы (17.3) получим

$$R_{уд} = \sqrt{2 \frac{L_{п1}}{1+m} + V^2} - V. \quad (17.22)$$

Если $Q_1 \approx c_{п}(T_r^* - T_k^*)$ — количество тепла, подведенного к воздуху в камере сгорания (в первом контуре), то удельный расход топлива ДТРД

$$C_{уд} = \frac{3600 Q_1}{(1+m) \eta_r H_u R_{уд}}. \quad (17.23)$$

Формулы (17.22) и (17.23) показывают, что при $\eta_{п}=1$ и оптимальном $\pi_{кп}^*$:

а) $R_{уд}$ и $C_{уд}$ в заданных условиях полета зависят только от параметров цикла первого контура и значения m ;

б) влияние степени повышения давления в первом контуре π_1 и степени подогрева $\Delta_1 = T_r^*/T_H$ на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ при фиксированном значении m в качественном отношении такое же, как и для одноконтурного ТРД (т. е. при $m=0$). В частности, максимум $R_{уд}$ в заданных условиях полета достигается одновременно с максимумом $L_{п1}$, чему соответствует оптимальная степень повышения давления:

$$\pi_{1опт} = \sqrt{m_1 \Delta_1 \eta_{c1} \eta_{p1}}, \quad (17.24)$$

причем при равных Δ , η_c и η_p значения $\pi_{опт}$ в ТРД и ДТРД совпадают.

Минимум $C_{уд}$ в ДТРД, как и в ТРД достигается при $\pi_{кп} > \pi_{кп,опт}$. Но вследствие более высоких значений $\eta_{тп}$, значение $\pi_{кп}$ в ДТРД, как показывают расчеты, оказывается при прочих равных условиях несколько меньше (ближе к $\pi_{кп,опт}$), чем в ТРД.

Качественный характер зависимости $C_{уд} = f(\Delta_1)$ для ТРД и ДТРД одинаков и связан, как известно, с противоположным изме-

нением $\eta_{вн}$ и $\eta_{тп}$ при увеличении Δ (см. гл. 13). Но оптимальное по экономичности значение Δ_1 в ДТРД превышает $\Delta_{вн}$ для ТРД (и это различие тем существеннее, чем больше m), так как $\eta_{тп}$ ДТРД выше, и поэтому отрицательное влияние его уменьшения (с ростом Δ) сказывается на уровне $C_{уд}$ в меньшей степени.

Учет наличия потерь во втором контуре в общем незначительно влияет на эти результаты и сказывается, в основном, в той области значений π_1 и Δ_1 , где $L_{п1}$ и соответственно $L_{кп}$ малы, и поэтому π_1 резко снижается.

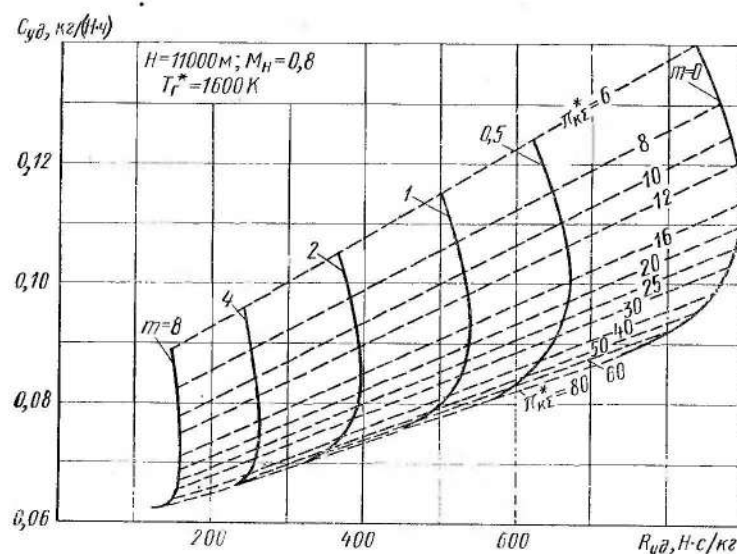


Рис. 17.8. Влияние $\pi_{кп}^*$ и m на удельные параметры ДТРД ($\pi_{кп1} = \pi_{кп1опт}$)

На рис. 17.8 и 17.9 приведены результаты расчетов влияния $\pi_{кп}^*$ и T_r^* на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ ДТРД с детальным учетом потерь во всех элементах двигателя. Как видно из рис. 17.9, в условиях крейсерского дозвукового полета оптимальные по экономичности значения T_r^* в ДТРД могут достигать 1200—1300 К и более, что стимулирует применение еще более высоких значений температуры перед турбиной на максимальном режиме (1400—1600 К). Этим температурам соответствует $\pi_{кп,опт} = 12...16$, но минимум $C_{уд}$ достигается при существенно более высоких значениях $\pi_{кп} \geq 40...80$ (см. рис. 17.8), что вместе с относительно слабым влиянием $\pi_{кп}$ на массу двигателя в целом определяет применение в современных ДТРД $\pi_{кп} \approx 20...30$.

Рассмотрим далее влияние степени двухконтурности на удельные параметры ДТРД при неизменных параметрах цикла внутреннего контура (т. е. при $L_{д1} = \text{const}$ и $Q_1 = \text{const}$).

Совместное рассмотрение формул (17.22) и (17.23) показывает, что с ростом m как $R_{уд}$, так и $C_{уд}$ монотонно уменьшаются. Аналогичный результат наблюдается и при наличии потерь во внешнем контуре, не учтенных в формуле (17.22) (см., например,

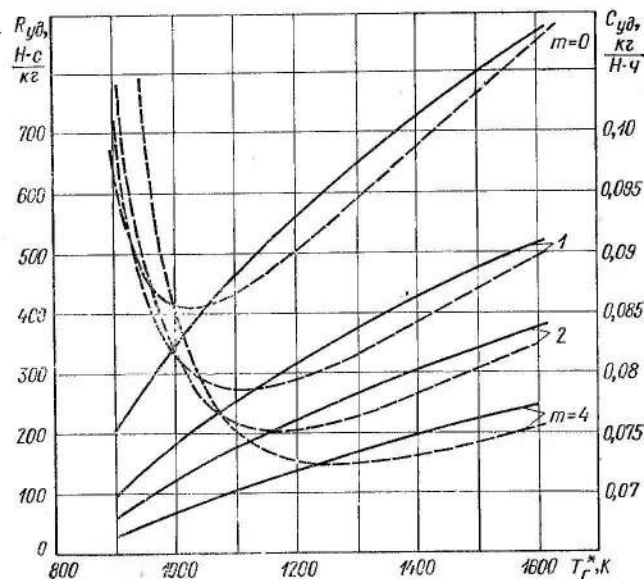


Рис. 17.9. Влияние T_r^* и m на удельные параметры ДТРД ($H=11$ км; $M_H=0,9$; $\pi_{к\Sigma}^*=24$; $\pi_{кII}^* = \pi_{кII\text{опт}}$):

— $R_{уд}$; — — — $C_{уд}$

рис. 17.8). Но по мере увеличения m значение $L_{кII\text{опт}}$ уменьшается, вследствие чего роль гидравлических сопротивлений во втором контуре возрастает, в особенности при больших скоростях полета. Это может привести к появлению экстремума-минимума на кривой $C_{уд} = f(m)$.

На рис. 17.10 приведена зависимость $C_{уд}$ от m в различных условиях полета при $T_r^* = 1600$ К. Как видно, в земных условиях $C_{уд}$ непрерывно снижается вплоть до $m > 12$. В условиях высотного дозвукового полета $m_{\text{опт}} \approx 8$, а при $M_H = 2$ минимум $C_{уд}$ достигается (при такой T_r^*) уже при $m \approx 1,5$.

Выбор m для двигателя того или иного назначения должен производиться с учетом его влияния не только на $C_{уд}$, но и на габаритные размеры, массу и внешнее сопротивление силовой установки. С увеличением m вследствие падения $R_{уд}$ габаритные размеры и внешнее сопротивление двигателя заданной тяги возрастают.

Удельная масса двигателя сравнительно слабо зависит от m . Немаловажное значение имеет также учет влияния m на уровень шума, создаваемого реактивной струей и лопатками вентилятора. По данным зарубежных исследований, для самолетов средней дальности с крейсерскими скоростями полета $V = 950 \dots 1000$ км/ч оп-

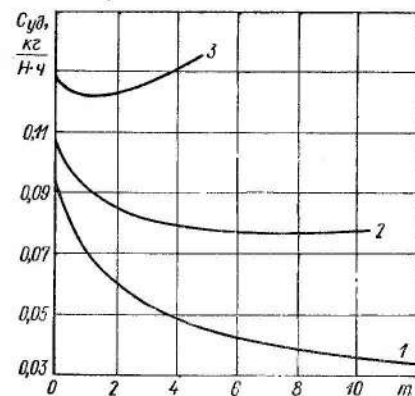


Рис. 17.10. Влияние m на экономичность ДТРД в различных условиях полета при $T_r^* = 1600$ К; $\pi_{к\Sigma 0}^* = 20$ и $\pi_{кII}^* = \pi_{кII\text{опт}}$:

1— $H=0$; $M_H=0$; $\pi_{к\Sigma}^*=20$; 2— $H=11$ км; $M_H=0,9$; $\pi_{к\Sigma}^*=25$; 3— $H=11$ км; $M_H=2$; $\pi_{к\Sigma}^*=12$

тимальные значения степени двухконтурности составляют 1—3, а для тяжелых транспортных самолетов с $V = 800 \dots 850$ км/ч при применении высокотемпературных турбин оказывается выгодным увеличить значение степени двухконтурности до 5—6 и более.

17.6. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА ДАННЫЕ ДТРДФ

Анализ влияния параметров рабочего процесса и m на данные ДТРДФ будем вести (как и для ДТРД) при условии, что значение $\pi_{кII}^*$ оптимально.

Влияние степени повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$ на данные ДТРДФ с общей форсажной камерой в общем аналогично тому, которое наблюдается в одноконтурных ТРДФ (см. гл. 13). Оптимальное значение $\pi_{к\Sigma}^*$ лежит между значениями, соответствующими максимуму $R_{уд}$ и минимуму $C_{уд}$ нефорсированного ДТРДсм с такими же T_r^* и m . При этом, поскольку в ДТРДФсм суммарное количество топлива, приходящееся на 1 кг воздуха, согласно формуле (17.21) не зависит от T_r^* и $\pi_{к\Sigma}^*$, оптимизации $\pi_{к\Sigma}^*$ по удельной тяге, как и в ТРДФ, одновременно обеспечивает и достижение минимума $C_{уд}$.

В ДТРДФII при наивыгоднейшем распределении работы цикла $L_{дI}$ между контурами оптимальное по $R_{уд}$ значение $\pi_{к\Sigma}^*$ практически соответствует максимуму работы цикла, т. е. оно такое же,

как и в двигателе без форсажа. Оптимальные по экономичности значения $\pi_{к\Phi}^*$ в ДТРДФ и оказываются практически такими же, как и в ДТРДФсм.

Увеличение $T_{г*}$ в конечном счете ведет к увеличению давления в форсажной камере и, следовательно, к росту удельной тяги и к улучшению экономичности ДТРДФ любой схемы на форсажных режимах.

Важной особенностью ДТРДФ является существенное влияние степени двухконтурности на степень форсирования, удельную тягу и удельный расход топлива на форсажных режимах.

Увеличение скорости истечения и соответственно степень форсирования при подводе тепла в форсажной камере ДТРДФ могут быть приближенно определены по формулам, аналогичным приведенным в гл. 13 для ТРДФ. В частности, при $V=0$ для ДТРДФсм

$$\bar{R}_{ф.см} \approx \frac{c_{с.ф}}{c_c} \approx \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{см}^*}}. \quad (17.25)$$

Значение $T_{см}^*$ в ДТРД намного ниже температуры газов за турбиной ТРД, как вследствие смешения газов с холодным воздухом, поступающим из вентилятора, так и вследствие меньшего значения $T_{г*}$ (из-за передачи части работы турбины во второй контур). По-

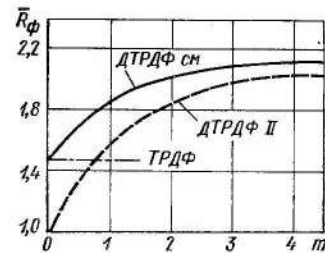


Рис. 17.11. Влияние m на степень форсирования ДТРД в стартовых условиях ($\pi_{к\Phi}^* = 18$; $T_{г*} = 1400$ К)

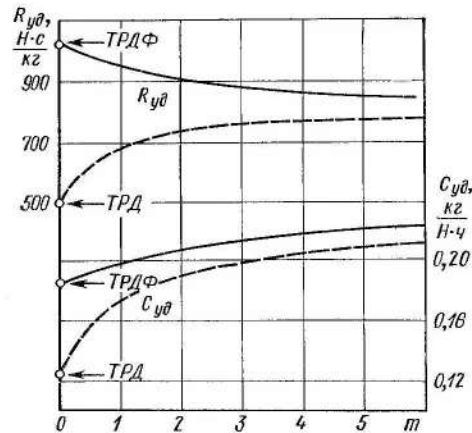


Рис. 17.12. Влияние m на удельные параметры ДТРДФсм (—) и ДТРДФII (---) при $M_H = 2$; $H = 11$ км; $\pi_{к\Phi}^* = 10$; $T_{г*} = 1400$ К; $T_{ф*} = 2000$ К

этому степень форсирования ДТРДФсм оказывается существенно более высокой, чем в одноконтурном ТРДФ с такими же параметрами рабочего процесса (рис. 17.11).

В то же время значения $p_{кII}^*$ и $p_{г}^*$ в ДТРДсм ниже, чем давле-

ние за турбиной в одноконтурном ТРД с такими же значениями $\pi_{к\Phi}^*$ и $T_{г*}$. Следовательно, подвод тепла в форсажной камере ДТРДФсм производится при меньшем давлении, чем в ТРДФ, что влечет за собой меньшие скорости истечения (меньшие значения $R_{уд.ф}$) и худшую экономичность (рис. 17.12).

Несколько иные результаты получаются для ДТРДФII. Учитывая, что $c_{сII\Phi} \approx c_{сII} \sqrt{\frac{T_{фII}^*}{T_{кII}^*}}$, нетрудно получить следующее выражение для степени форсирования при $V=0$:

$$\bar{R}_{фII} = \frac{1 + \bar{R}_{II} \sqrt{\frac{T_{фII}^*}{T_{кII}^*}}}{1 + \bar{R}_{II}}, \quad (17.26)$$

где $\bar{R}_{II} = R_{II}/R_I$ — соотношение тяг наружного и внутреннего контуров на бесфорсажном режиме.

Как видно из этой формулы, степень форсирования здесь существенно зависит от $\bar{R}_{II}$ и при малых m (когда $\bar{R}_{II}$ мало) оказывается небольшой. Но при $m \geq 1$ она и в этом случае существенно превосходит возможную степень форсирования ТРДФ (см. рис. 17.11).

Оптимальные значения $\pi_{кII}^*$ в этой схеме выше, чем в обычном ДТРД или ДТРДсм, и поэтому при умеренных m давление в форсажной камере второго контура может здесь даже превышать давление за турбиной аналогичного по параметрам одноконтурного ТРДФ. В результате экономичность такого двигателя оказывается более высокой, чем у ТРДФ и ДТРДФсм с такими же значениями $T_{г*}$ и $T_{ф*}$ (см. рис. 17.12). При умеренных скоростях полета этому способствуют также наличие внутреннего контура, работающего без форсажа.

Однако следует подчеркнуть, что лучшая экономичность ДТРДФII достигается при более низком уровне удельных тяг $R_{уд.ф}$, чем у ДТРДФсм и ТРДФ. Из рис. 17.13 видно, что при равных удельных тягах ДТРДФII уступает в экономичности ТРДФ и может иметь лишь незначительное преимущество перед ДТРДсм.

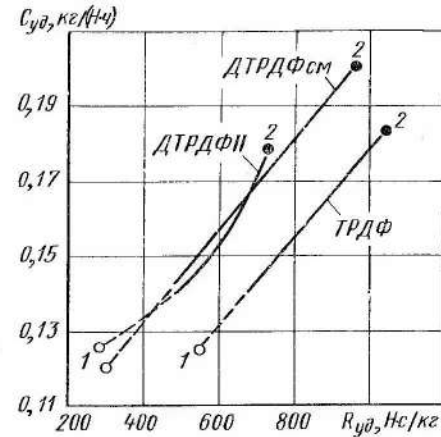


Рис. 17.13. Зависимость $c_{уд}$ от $R_{уд}$ на форсажных режимах для двигателей различных схем ($M_H = 2$; $H = 11$ км; $\pi_{к\Phi}^* = 14$; $T_{г*} = 1600$ К; в ДТРД $m = 1$ и $\pi_{кII}^* = 2,0$):
1 — максимальный режим; 2 — полный форсаж при $T_{ф} = 2000$ К

Выбор наиболее целесообразного значения m для ДТРДФ представляет собой еще более сложную задачу, чем для нефорсированного ДТРД, так как двигатели с форсажом устанавливаются на самолетах с широким диапазоном высот и скоростей полета. Но поскольку в ДТРДФсм увеличение m приводит одновременно и к снижению $R_{ул.ф}$ и к ухудшению экономичности на форсированных режимах, целесообразные значения степени двухконтурности в таких двигателях обычно не превышают $m = 1 \dots 2$.

Глава 18

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДТРД И ДТРДФ

18.1. ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДТРД И УСЛОВИЙ РАБОТЫ КАСКАДОВ КОМПРЕССОРА

Программы регулирования (управления) двухконтурных ТРД на установившихся режимах должны решать те же задачи, что и для одноконтурных ТРД, т. е. обеспечивать достижение наибольшей тяги на максимальном режиме при наилучшей экономичности на крейсерских режимах и в то же время предотвращать перегрузку деталей двигателя и нарушение устойчивой работы его элементов.

Достижение максимальной тяги в различных условиях полета, как известно, требует поддержания постоянного (максимально допустимого) значения температуры газа перед турбиной и максимальной частоты вращения. Но двухконтурные ТРД выполняются чаще всего по двухвальной схеме. А в этом случае при выполнении, например, условия $T_{г*} = \text{const}$ частоты вращения роторов высокого и низкого давления не будут оставаться строго постоянными, а будут несколько изменяться при изменении условий полета, как и в одноконтурном двухвальном ТРД (см. подразд. 14.4). Степень изменения частот вращения каждого из роторов при изменении условий полета (и сохранении $T_{г*} = \text{const}$) зависит от газодинамической схемы двигателя, расчетных параметров и характеристик компрессоров первого и второго контуров и определяется особенностями совместной работы элементов ДТРД.

Условия работы компрессора (каскада) КВД в двухвальных ДТРД, выполненных по схемам, приведенным на рис. 17.1—17.3, полностью аналогичны таковым для КВД двухвального ТРД. На основных эксплуатационных режимах степень расширения газа в турбине высокого давления (при нерегулируемых сопловых аппаратах в турбине) остается неизменной ($\pi_{твд}^* = \text{const}$) и уравнение рабочей кривой на характеристике КВД имеет поэтому такой же вид, как и для одновального ТРД с $\pi_{т*} = \text{const}$:

$$\frac{\pi_{КВД}^*}{q(\lambda_{вд})} = \text{const} \sqrt{\frac{e_{КВД}^* - 1}{\eta_{КВД}^*}}. \quad (18.1)$$

При этом степень и характер изменения T_r^* при изменении условий полета и $n_b = \text{const}$ зависят, в основном, от расчетных параметров и способа регулирования КВД и для нерегулируемых осевых КВД может быть оценена по данным, приведенным на рис. 14.7. Как видно из рисунка, при расчетных значениях $\pi_{\text{квд}}^* \leq 4$ (как в двухвальных ТРД) T_r^* при $n_b = \text{const}$ существенно падает с ростом T_b^* (например, вследствие увеличения скорости полета). Но в современных ДТРД расчетные значения суммарной степени повышения давления в ряде случаев достигают $\pi_{\text{квд}}^* = 20 \dots 25$ и более, тогда как степень повышения давления в вентиляторе обычно не превышает $\pi_{\text{кп}}^* = 3,0$. Поэтому в КВД двухвальных ДТРД обычно применяются компрессоры со значительно более высокими степенями повышения давления, чем в двухвальных ТРД (до $\pi_{\text{квд}}^* = 6 \dots 8$ и более). Из рис. 14.7 видно, что в этом случае при задании $\pi_{\text{квд}}^* = \text{const}$ изменение T_r^* при изменении условий полета оказывается уже незначительным. Поэтому практически для поддержания $T_r^* = \text{const}$ в таких ДТРД достаточно поддерживать на максимальных режимах постоянную (максимальную) частоту вращения ротора высокого давления, что существенно упрощает устройство САР двигателя.

Однако, с другой стороны, применение повышенных (по сравнению с двухвальными ТРД) значений $\pi_{\text{квд}}^*$, естественно, снижает запас устойчивости в КВД при пониженных частотах вращения, и в ряде случаев для обеспечения устойчивой работы двигателя приходится использовать те или иные средства регулирования этого компрессора. Может быть применен, например, перепуск воздуха из средних ступеней КВД в канал второго контура или поворот лопаток статора (обычно в одной или нескольких первых ступенях). Наконец, может быть использовано разделение КВД (компрессора внутреннего контура) в свою очередь на два каскада, т. е. переход к трехвальной схеме двигателя (см. рис. 17.1, б). В этом случае компрессор среднего давления (КСД) и КВД, камеру сгорания, а также первый и второй каскады турбины следует рассматривать как двухвальный турбокомпрессор, программы регулирования и условия совместной работы элементов которого полностью аналогичны изложенным в гл. 14 для элементов двухвального ТРД, работающего с $\pi_t^* = \text{const}$. Возможно также сочетание различных способов регулирования компрессора в одном двигателе.

Условия работы КНД (вентилятора) в ДТРД существенно отличаются от условий работы КНД в двухвальном ТРД.

В ДТРД, как и в ТРД, при снижении $n_{\text{пр}}$ наблюдается увеличение углов атаки у лопаток первых ступеней компрессора, т. е. их «затяжеление». В двухвальном (трехвальном) ДТРД это приводит, как и в двухвальном ТРД, к относительному снижению частоты вращения КНД (вентилятора), т. е. к увеличению «скольжения» роторов. Однако степень увеличения углов атаки в вентиляторе ДТРД при снижении $n_{\text{пр}}$ оказывается обычно значительно меньше,

чем в КНД двухвального ТРД. Это объясняется тем, что воздух из вентилятора поступает не только в КВД, но и в канал второго контура, через который свободно проходит в сопло или в камеру смешения. Таким образом, канал второго контура играет роль постоянно действующего перепуска воздуха, что существенно повышает запасы устойчивости вентилятора на пониженных $n_{\text{пр}}$ и упрощает задачу обеспечения устойчивой работы компрессора ДТРД в целом.

При снижении $n_{\text{пр}}$ каскадов компрессора (например, вследствие увеличения скорости полета) $q(\lambda)$ на входе в КВД (или в КСД трехвального двигателя) уменьшается, тогда как $q(\lambda)$ на входе в канал наружного контура почти не изменяется и может даже увеличиться. В результате этого соотношение расходов через наружный контур и через компрессор внутреннего контура (т. е. степень двухконтурности m) возрастает.

18.2. ОСОБЕННОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕМЕНТОВ ДТРД РАЗНЫХ СХЕМ

Условия и особенности совместной работы элементов ДТРД зависят от схемы двигателя и расчетного значения m .

Двухвальный ДТРД с раздельными контурами. Предположим, что передняя кромка канала внутреннего контура (А на рис. 17.1) расположена достаточно далеко за вентилятором, так что радиальная перестройка потока, возникающая при изменении m , происходит за вентилятором и не сказывается на его характеристиках. Кроме того, будем полагать, что изменение параметров потока за вентилятором по радиусу невелико, т. е. значения p^* и T^* на входе в КВД и в канал наружного контура одинаковы. Тогда, записав формулы расхода воздуха через сопло наружного контура

$$G_{\text{вн}} = m_b \frac{p_{\text{кп}}^*}{\sqrt{T_{\text{кп}}^*}} F_{\text{сн}} q(\lambda_{\text{сн}})$$

и через КВД (т. е. через внутренний контур)

$$G_{\text{вн}} = m_b \frac{p_{\text{вд}}^*}{\sqrt{T_{\text{вд}}^*}} F_{\text{вд}} q(\lambda_{\text{вд}}),$$

где $F_{\text{вд}}$ — площадь проточной части на входе в КВД, получим, полагая $F_{\text{сн}} = \text{const}$; $\sigma_{\text{н}} = \text{const}$; $p_{\text{кп}}^* = p_{\text{вд}}^*$ и $T_{\text{кп}}^* = T_{\text{вд}}^*$:

$$m = \frac{G_{\text{вн}}}{G_{\text{вн}}} = \text{const} \frac{q(\lambda_{\text{сн}})}{q(\lambda_{\text{вд}})}. \quad (18.2)$$

При $\pi_{\text{сн}} \geq 1,6$ значение $q(\lambda_{\text{сн}})$ отличается от единицы не более чем на 2% и тогда увеличение m при снижении $n_{\text{пр}}$ роторов, как видно из этой формулы, происходит обратно пропорционально уменьшению $q(\lambda_{\text{вд}})$. При меньших значениях $\pi_{\text{сн}}$ увеличение m при снижении $n_{\text{пр}}$ несколько замедляется.

Учитывая далее, что $G_{\text{вд}} = G_{\text{вн}}(1 + m)$ и что

$$G_{\text{вд}} = m_b \frac{p_{\text{кнд}}^*}{\sqrt{T_{\text{кнд}}^*}} F_{\text{кнд}} q(\lambda_{\text{кнд}}),$$

где $F_{\text{кнд}}$ — площадь проточной части на выходе из вентилятора (КНД), а $p_{\text{кнд}}^*$, $T_{\text{кнд}}^*$ и $q(\lambda_{\text{кнд}})$ — средние по этой площади значения p^* , T^* и $q(\lambda)$, причем при принятых допущениях $p_{\text{кнд}}^* = p_{\text{вд}}^*$ и $T_{\text{кнд}}^* = T_{\text{вд}}^*$ будем иметь

$$q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}} = \text{const} (1 + m) q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}. \quad (18.3)$$

С помощью этой формулы легко проследить влияние двухконтурности на положение рабочей кривой на характеристике вентилятора, если построить эту характеристику по относительной плотности тока на выходе из вентилятора (рис. 18.1, б). Тогда для двухвального одноконтурного ТРД ($m=0$) согласно формуле (18.3) по мере снижения $n_{\text{пр}} q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ будет уменьшаться пропорционально снижению $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$. Но если этот же компрессор является вентилятором ДТРД, то вследствие увеличения m при уменьшении $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$ [см. формулу (18.2)] $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ будет снижаться в меньшей степени, чем в первом случае, и рабочая кривая сместится вправо вниз. При этом, чем выше m , тем в большей мере, как видно из формулы (18.3), будет проявляться влияние двухконтурности.

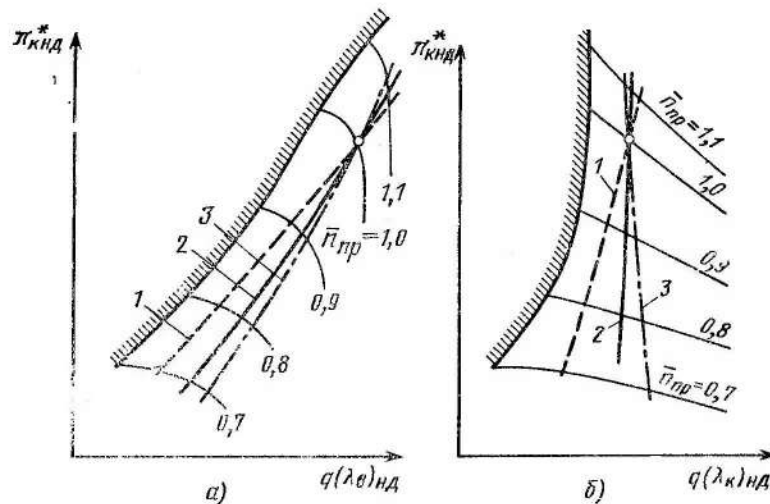


Рис. 18.1. Рабочие кривые на характеристике вентилятора (КНД):

а—по $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{нд}}$; б—по $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$: 1—в двухвальном ТРД; 2—в ДТРД с раздельными контурами; 3—в ДТРДсм

Наконец, условие равенства мощности КНД (вентилятора) и приводящей его во вращение турбины низкого давления с учетом распределения расходов воздуха по контурам может быть записано в виде

$$L_{\text{тнд}} = (1 + m) L_{\text{кнд}}.$$

Масса топлива и отбор воздуха на охлаждение турбины для упрощения здесь не учтены. Обозначив $L_{\text{тнд}}/L_{\text{твд}} = \beta$ и учитывая, что при указанных допущениях $L_{\text{твд}} = L_{\text{квд}}$, преобразуем это уравнение к виду

$$(1 + m) L_{\text{кнд}} = L_{\text{квд}} = \bar{\beta} \beta_0 L_{\text{квд}},$$

где $\bar{\beta} = \beta/\beta_0$ — относительное изменение параметра β при изменении степени расширения газа в турбине (индекс «0» относится к расчетному режиму).

Заменив здесь $L_{\text{кнд}}$ и $L_{\text{квд}}$ пропорциональными им подогревами воздуха $\Delta T_{\text{кнд}}^*$ и $\Delta T_{\text{квд}}^*$, учитывая, что $\Delta T_{\text{квд}}^* = T_{\text{кнд}}^* (\tau_{\text{квд}}^* - 1)$ и разделив обе части последнего равенства на $T_{\text{кнд}}^*$, получим

$$\frac{\Delta T_{\text{кнд}}^*}{T_{\text{кнд}}^*} = \text{const} \frac{\tau_{\text{квд}}^* - 1}{1 + m} \bar{\beta}. \quad (18.4)$$

Учет массы расходуемого топлива и постоянного отбора воздуха на охлаждение турбины сказывается практически только на значении константы, входящей в это уравнение.

При сверхкритических перепадах давлений в нерегулируемых соплах наружного и внутреннего контуров $q(\lambda_{\text{с}})_{\text{п}}$ в $\pi_{\text{т}}^*$ являются неизменными. Как известно из теории газовых турбин, при $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$ остается неизменным и распределение перепада (работы) между ступенями турбины, т. е. в формуле (18.4) $\bar{\beta} = 1$. В этом случае уравнения (18.2)—(18.4) позволяют для каждой точки рабочей кривой на характеристике КВД найти соответствующую ей точку на характеристике КНД, т. е. представляют собой систему уравнений, описывающую рабочую кривую на характеристике вентилятора (КНД).

Действительно, если по известным значениям параметров каскадов компрессора и степени двухконтурности на расчетном режиме определить значения констант, входящих в эти уравнения, то по значениям $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}$ и $\tau_{\text{квд}}^* = 1 + (e_{\text{квд}}^* - 1)/\eta_{\text{квд}}$ для какой-либо точки рабочей кривой КВД уравнения (18.2)—(18.4) позволяют последовательно определить m , $q(\lambda_{\text{к}})_{\text{нд}}$ и $\Delta T_{\text{кнд}}^*/T_{\text{кнд}}^*$. А две последних величины однозначно определяют положение рабочей точки на характеристике вентилятора, построенной по относительной плотности тока на выходе из него, как показано на рис. 18.2.

При докритических перепадах в соплах, которые могут наблюдаться на глубоких дроссельных режимах или у двигателей с большой степенью двухконтурности, необходим учет изменения $\pi_{\text{т}}^*$ (т. е. изменения $\bar{\beta}$) и $q(\lambda_{\text{с}})_{\text{п}}$. В этом случае, как и в одноконтурных ТРД, режим работы вентилятора оказывается зависящим не только от $n_{\text{пр}}$, но и от соотношения $p_{\text{в}}^*$ и $p_{\text{н}}$, т. е. наблюдается расщепление рабочих кривых на характеристике КНД по числам M полета.

ДТРД со смешением потоков за турбиной. Здесь условия совместной работы каскадов компрессора и турбины при принятых допущениях в общем аналогичны рассмотренным выше для двигателей с раздельными контурами. Но роль минимального сечения в канале наружного контура (вместо сопла) играет здесь сечение II на входе в камеру смешения. Поэтому формула (18.2) должна быть заменена для ДТРДсм формулой

$$m = \text{const} q(\lambda_{\text{п}})/q(\lambda_{\text{в}})_{\text{вд}}. \quad (18.5)$$

Кроме того, в отличие от двигателей без смешения, в этом случае наличие сверхкритического перепада давлений в нерегулируемом сопле не влечет за собой постоянства $\pi_{\text{т}}^*$. В ДТРДсм канал наружного контура непосредственно сообщается затурбинное пространство с полостью за вентилятором, а давление перед турбиной, как известно, близко к давлению $p_{\text{к}}^*$ за КВД. Поэтому $\pi_{\text{т}}^*$ оказывается непосредственно связанной с отношением давлений $p_{\text{к}}^*$ и $p_{\text{кп}}^*$, т. е. со степенью повышения давления в КВД (для схемы на рис. 17.2, б). При умень-

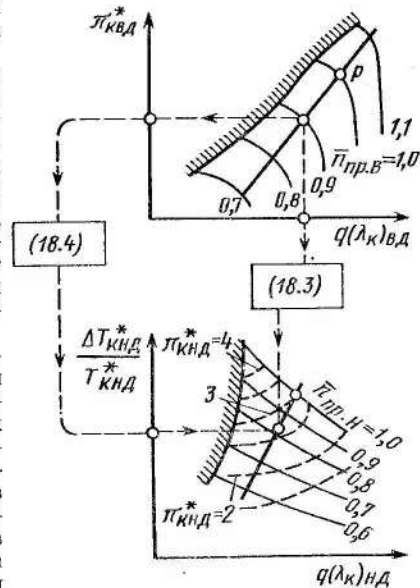


Рис. 18.2. К определению режима работы вентилятора в ДТРД:

вверх — характеристика КВД; вниз — характеристика вентилятора (КНД)

нении $n_{пр}$ КВД (например, вследствие увеличения скорости полета) $\pi_{КВД}^*$ падает, а вместе с ней уменьшается и π_t^* .

Однако снижение π_t^* при $F_{кр} = \text{const}$ происходит все же в меньшей степени, чем уменьшение $\pi_{КВД}^*$, в результате чего отношение давлений за вентилятором и за турбиной

$$\frac{P_{кп}}{P_t} = \frac{\pi_t^*}{\sigma_{кс} \pi_{КВД}^*} \quad (18.6)$$

растет, что приводит к увеличению скорости течения воздуха в канале наружного контура и соответственно к росту $q(\lambda_1)$, входящего в формулу (18.5). В результате в ДТРДсм рост степени двухконтурности по мере снижения $n_{пр}$ ротора высокого давления происходит еще в большей степени, чем в ДТРД с раздельными контурами. Из формулы (18.3) следует, что это влечет за собой еще большее удаление рабочей кривой на характеристике вентилятора от границы устойчивости (см. линии 3 на рис. 18.1).

Изменение π_t^* приводит к изменению коэффициента $\bar{\beta}$ в формуле (18.4). Значение $\pi_{тнд}^*$ в рассматриваемом случае можно считать постоянным. Поэтому степень понижения давления в турбине низкого давления (турбине вентилятора) будет пропорциональна π_t^* :

$$\pi_{тнд}^* = \pi_{тнд0}^* \pi_t^* / \pi_{t0}^* \quad (18.7)$$

$$\bar{\beta} = \frac{1 - 1/e_{тнд}^*}{(1 - 1/e_{тнд0}^*)}, \quad (18.8)$$

где индекс «0» относится к расчетному режиму.

Количественная связь между π_t^* и $\pi_{КВД}^*$ может быть получена путем совместного решения системы уравнений, включающей в себя уравнения (17.14), (17.16) — (17.18), (17.20), описывающие процессы в камере смешения, а также уравнение (18.6) и уравнение, связывающее π_t^* с числом λ на выходе из внутреннего контура в камеру смешения:

$$q(\lambda_1) = \text{const} \pi_t^* \frac{n+1}{2n}, \quad (18.9)$$

где практически можно принять $\frac{n+1}{2n} = 0,88$.

Последнее уравнение может быть получено из условия равенства расходов газа через сопловой аппарат первой ступени турбины и сечение I и аналогично уравнению (14.8).

При типичном для ДТРДсм случае близких к критическому или сверхкритическим перепадам давления в нерегулируемом выходном сопле число λ на входе в сопло (т. е. на выходе из камеры смешения) должно оставаться постоянным ($\lambda_{см} = \text{const}$). Анализ указанной системы уравнений для этого случая показывает, что характер изменения π_t^* в зависимости от $\pi_{КВД}^*$ близок к линейному, а степень этого изменения зависит от степени двухконтурности m , соотношения полных давлений и температур на входе в камеру смешения $\bar{P}_{II} = P_{II}^* / P_I^*$ и $\bar{T}_{II} = T_{II}^* / T_I^*$ и числа λ на входе в камеру по одному из контуров (например, λ_I). Однако непосредственное использование этой системы для получения количественных данных о влиянии каждого из этих параметров затруднено из-за значительного числа нелинейных уравнений. Для упрощения этой задачи может быть использован метод малых отклонений [24]. На рис. 18.3 приведены значения логарифмической производной π_t^* по $\pi_{КВД}^*$ в зависимости

от m , полученные путем решения описанной системы уравнений этим методом при $\bar{T}_{II} = 0,4$ и при различных значениях $\bar{P}_{II}$ и λ_I . Логарифмическая (относительная) производная $\delta = \frac{\delta \pi_t^*}{\delta \pi_{КВД}^*} = \frac{\pi_{КВД}^*}{\pi_t^*} \frac{d \pi_t^*}{d \pi_{КВД}^*}$ показывает (в данном случае) изменение π_t^* в % на 1% изменения $\pi_{КВД}^*$. Как видно, степень изменения π_t^* по $\pi_{КВД}^*$ в ДТРДсм увеличивается с ростом m и уменьшается с увеличением λ_I и $\bar{P}_{II}$. При этом $\delta \pi_t^* / \delta \pi_{КВД}^* < 1$, т. е. π_t^* изменяется всегда в меньшей степени, чем $\pi_{КВД}^*$. Влияние $\bar{T}_{II}$ на рассматриваемую зависимость сравнительно невелико: при $\bar{P}_{II} \approx 1$ и $m = 0,2 \dots 2,0$ увеличение $\bar{T}_{II}$ на 0,1 приводит к увеличению $\delta \pi_t^* / \delta \pi_{КВД}^*$ соответственно на 0,01—0,02.

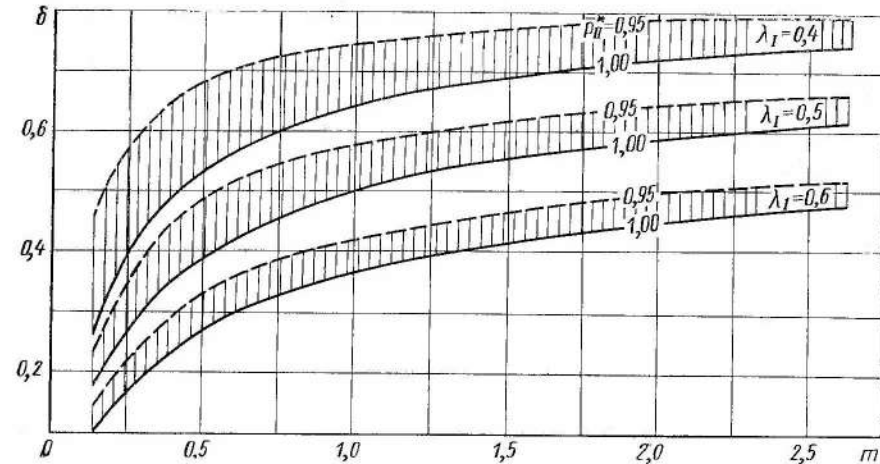


Рис. 18.3. Относительная производная $\delta = \frac{d \ln \pi_t^*}{d \ln \pi_{КВД}^*}$ при $\lambda_{см} = \text{const}$ для ДТРД без подпорных ступеней в вентиляторе

Уравнения (18.3) — (18.9) вместе с системой уравнений для камеры смешения описывают условия совместной работы КВД, вентилятора, ТНД и камеры смешения в ДТРДсм. Определение режимов работы вентилятора, соответствующих каждой рабочей точке КВД, т. е. построение рабочей кривой на характеристике КВД, в этом случае может быть выполнено, в основном, таким же путем, как и для ДТРД без смешения потоков, но со следующими особенностями.

1. Изменение π_t^* , вызванное изменением $\pi_{КВД}^*$, должно быть определено путем решения системы уравнений для камеры смешения совместно с уравнениями (18.6) и (18.9) или приближенно (при $\lambda_{см} = \text{const}$) с использованием данных рис. 18.3. В последнем случае следует предварительно по значениям m , λ_I , $\bar{P}_{II}$ и $\bar{T}_{II}$ на расчетном (исходном) режиме определить $\delta \pi_t^* / \delta \pi_{КВД}^*$ для этого режима, а затем, полагая изменение π_t^* по $\pi_{КВД}^*$ линейным, вычислить

$$\pi_t^* = \pi_{t0}^* \left[1 + \frac{\delta \pi_t^*}{\delta \pi_{КВД}^*} \left(\frac{\pi_{КВД}^*}{\pi_{КВД0}^*} - 1 \right) \right], \quad (18.10)$$

где индекс «0» относится к расчетному режиму.

2. Новое значение π_t^* определяет согласно формулам (18.7) — (18.9) коэффициент $\bar{\beta}$, а также $q(\lambda_t)$ и соответственно $\Pi(\lambda_t)$.
3. Из формулы (17.18) следует: при $\sigma_{II} = \text{const}$

$$\Pi(\lambda_{II}) = \Pi(\lambda_{II})_0 \frac{\Pi(\lambda_I)}{\Pi(\lambda_I)_0} \frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{\pi_{\text{КВД}0}^*} \frac{\pi_{t0}^*}{\pi_t^*}, \quad (18.11)$$

что определяет значение $q(\lambda_{II})$, соответствующее рассматриваемому режиму работы КВД.

В остальном определение режима работы вентилятора с использованием его характеристик в координатах, показанных на рис. 18.2, не отличается от рассмотренного выше для ДТРД без смещения потоков, за исключением замены формулы (18.2) на (18.5) и учета $\bar{\beta} \neq 1$ в формуле (18.4).

Трехвальный ДТРД или ДТРДФ. В этих двигателях каскады среднего и высокого давления образуют двухвальный турбокомпрессор, играющий по отношению к вентилятору такую же роль, как и одновальный турбокомпрессор высокого давления в двигателях двухвальной схемы. Поэтому все сказанное выше об условиях работы вентилятора относится и к трехвальным двигателям, а все формулы, отражающие эти условия, останутся справедливыми, если в них заменить $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}$ и $\pi_{\text{КВД}}^*$ на $q(\lambda_{\text{в}})_{\text{СД}}$ и $\pi_{\text{КСД}}^*$, а $\pi_{\text{КВД}}^*$ — на произведение $\pi_{\text{КСД}}^* \cdot \pi_{\text{КВД}}^*$.

Весь приведенный выше анализ проводился в предположении незначительной радиальной неравномерности потока за вентилятором и отсутствия влияния изменения m на его характеристики. В ряде случаев (например, при наличии подпорных ступеней в вентиляторе, как на рис. 17.2, а; при расположении передней кромки канала внутреннего контура, т. е. раздельной перегородки, вблизи рабочего колеса вентилятора; при значительном изменении работы вращения ступеней вентилятора по радиусу и т. д.) такое допущение оказывается неприемлемым и возникает необходимость учета различия в параметрах потоков, поступающих из вентилятора в КВД и в наружный контур. В первом приближении это можно сделать, рассматривая вентилятор состоящим как бы из двух компрессоров, имеющих каждый свою характеристику — КНД, подающего воздух только во внутренний контур, и собственно вентилятора, питающего наружный контур. Различия в характеристиках этих двух компрессоров должно отражать как возможное различие в расчетных значениях их π_k^* , так и различие в коэффициентах нагрузки, учитывающее существенную разницу в окружных скоростях привтулочных и периферийных сечений.

Условия совместной работы этих двух компрессоров, а также КВД и каскадов турбины, например в ДТРД с раздельными контурами, выражаются следующими уравнениями, вытекающими из баланса расходов газа и мощностей компрессоров и турбин (обозначение сечений см. на рис. 17.2, а):

$$q(\lambda_{\text{КНД}}) = \text{const } q(\lambda_{\text{КНД}}); \quad (18.12)$$

$$q(\lambda_{\text{КНД}}) = \text{const } q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}; \quad (18.13)$$

$$\frac{\pi_{\text{КНД}}^* - 1 + m(\pi_{\text{в}}^* - 1)}{\pi_{\text{КНД}}^*} = \text{const } (\pi_{\text{КВД}}^* - 1) \bar{\beta}, \quad (18.14)$$

где $\pi_{\text{в}}^* = T_{\text{КНД}}^* / T_{\text{в}}^*$.

В заключение рассмотрим влияние изменения площади проходных сечений сопел на режимы совместной работы каскадов компрессоров и турбин в двухконтурных двигателях. Как и в двухвальном одноконтурном ТРД, изменение π_t^* , вызванное изменением сечения сопла, практически не сказывается на положении рабочей кривой в поле характеристики КВД (и КСД в трехвальном двигателе).

Но смещение рабочей кривой на характеристике вентилятора может быть существенным. Для двигателя без смещения потоков увеличение площади сечения сопла внутреннего контура приводит, как и в одноконтурном ТРД (см. гл.

14), к уменьшению скольжения и к смещению режима работы вентилятора в сторону границы устойчивости. Увеличение площади сечения сопла наружного контура, наоборот, увеличивает расход воздуха через вентилятор.

В ДТРДсм влияние раскрытия сопла на режим работы вентилятора неоднозначно: при малых значениях m оно такое же, как и при $m=0$, т. е. приводит к уменьшению запаса устойчивости вентилятора вследствие падения скольжения роторов. Но уже при $m > 0,4 \dots 0,5$ увеличение расхода через наружный контур в камеру смещения при раскрытии сопла превалирует над снижением расхода через КВД, вызванным уменьшением скольжения, и суммарный расход воздуха через вентилятор возрастает.

18.3. ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДТРДФ

В ДТРДФ для достижения наибольшей тяги на режимах полного форсажа требуется не только выдерживать максимальную T_t^* (или частоту вращения одного из роторов), но одновременно поддерживать в различных условиях полета максимально допустимую температуру форсажа $T_{\text{ф}}^*$. При этом критическое сечение сопла, установленного за форсажной камерой, следует, как и в ТРД, регулировать таким образом, чтобы включение форсажа не приводило к нежелательному изменению режимов работы каскадов компрессора и турбины. Легко видеть (по аналогии с ТРДФ), что для двигателя с форсированием во втором контуре критическое сечение сопла должно быть увеличено в отношении

$$\frac{F_{\text{крIIФ}}}{F_{\text{крII}}} \approx \sqrt{\frac{T_{\text{фII}}^*}{T_{\text{кII}}^*}}, \quad (18.15)$$

а для двигателя со смещением потоков за турбиной

$$\frac{F_{\text{кр.ф}}}{F_{\text{кр}}} \approx \sqrt{\frac{T_{\text{ф}}^*}{T_{\text{см}}^*}}. \quad (18.16)$$

Формулы (18.15) и (18.16) показывают, что в отличие от простого ТРДФ с нерегулируемым компрессором в ДТРДФ условию $T_{\text{ф}}^* \approx \text{const}$ соответствует в общем случае не постоянная, а переменная площадь критического сечения сопла за форсажной камерой. Так, при установке форсажной камеры во втором контуре значение $F_{\text{крIIФ}}^*$ должно уменьшаться с ростом скорости полета вследствие роста $T_{\text{кII}}^*$ (в первом приближении прирост $T_{\text{кII}}^*$ по скорости полета равен приросту $T_{\text{Н}}^*$). При наличии камеры смещения температура $T_{\text{см}}^*$ в меньшей мере зависит от условий полета, так как газы за турбиной имеют почти постоянную температуру. Но и в этом случае при переходе от условий взлета к условиям полета с $M=2,5$; $H=11$ км температура $T_{\text{см}}^*$ может возрасти на 10—15%.

Это обстоятельство усложняет задачу регулирования двигателя на форсажных режимах. Широко распространенный в ТРДФ принцип регулирования подачи топлива в форсажную камеру по условию $\pi_t^* = \text{const}$, обеспечивавший получение $T_{\text{ф}}^* \approx \text{const}$, если $F_{\text{кр.ф}} = \text{const}$, здесь неприменим. В ДТРДФII π_t^* вовсе не связана с $G_{\text{т.ф}}$. В ДТРДФсм, как было показано выше, π_t^* должна умень-

шаться при снижении $n_{\text{пр}}$. Поэтому в ДТРДФ приходится применять более сложные программы (законы) управления подачей форсажного топлива и площадью критического сечения сопла, выдерживая, например, заданный закон изменения $\pi_{\text{т}}^*$ или другого связанного с ним параметра по $n_{\text{пр}}$ одного из роторов.

На режимах частичного форсажа, как и для ТРДФ, целесообразно (для получения наилучшей экономичности) снижение тяги ДТРДФ обеспечивать уменьшением температуры форсажа при одновременном уменьшении площади критического сечения сопла и при сохранении максимального режима работы турбокомпрессорной части двигателя (максимальных значений n и $T_{\text{г}}^*$).

18.4. ОСОБЕННОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК ДТРД И ДТРДФ

Высотно-скоростные и дроссельные характеристики ДТРД и ДТРДФ в общем аналогичны характеристикам ТРД и ТРДФ, но отличаются от них следующими особенностями.

1. Удельная тяга ДТРД без форсажа уменьшается с ростом скорости полета быстрее, чем у одноконтурного ТРД, и притом тем быстрее, чем выше степень двухконтурности. Эту особенность ДТРД можно пояснить следующим образом. Как было показано в гл. 15, удельная тяга ТРД падает с ростом скорости полета V , вследствие того, что скорость истечения газов из сопла двигателя растет медленнее, чем скорость полета. При этом падение удельной тяги по V происходит тем интенсивнее, чем меньше скорость истечения при $V=0$. Как известно, в ДТРД удельная тяга и скорость истечения значительно ниже, чем в ТРД с такими же параметрами цикла, причем тем ниже, чем больше степень двухконтурности. Этим и объясняется более быстрое падение $R_{\text{уд}}$ у ДТРД. Некоторое дополнительное влияние, усиливающее этот эффект, оказывает рост степени двухконтурности по V .

В результате более резкого падения $R_{\text{уд}}$ кривая зависимости тяги ДТРД от скорости полета имеет значительно менее резкий подъем на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях, чем у одноконтурного ТРД, а при больших степенях двухконтурности тяга может вообще монотонно уменьшаться по скорости полета. На рис. 18.4 показано относительное изменение тяги по скорости полета при $H=0$ для двигателей с различной степенью двухконтурности, причем за 100% принята тяга в условиях взлета. Как видно, если у ТРД при скорости полета, соответствующей $M_{\text{н}}=0,6$, тяга при принятых параметрах рабочего процесса составляет около 90% взлетной тяги, то у ДТРД с $m=1$ она составит уже только 80%, а при $m=5$ всего 60%.

При больших значениях m тяга ДТРД существенно падает даже при увеличении скорости от нуля до 50–70 м/с, что необходимо учитывать при расчете взлетной дистанции самолета с такими двигателями.

2. Удельный расход топлива ДТРД увеличивается с ростом скорости полета быстрее, чем в ТРД. Эта особенность — следствие более быстрого падения $R_{\text{уд}}$ ДТРД по V . Из формулы (17.4) при отсутствии подвода тепла во втором контуре ($g_{\text{тп}}=0$), пренебрегая изменением m , имеем

$$\frac{C_{\text{уд}}}{C_{\text{уд}0}} = \frac{g_{\text{т}}}{g_{\text{т}0}} \frac{R_{\text{уд}0}}{R_{\text{уд}}}, \quad (18.17)$$

где индекс «0» относится к условию $V=0$.

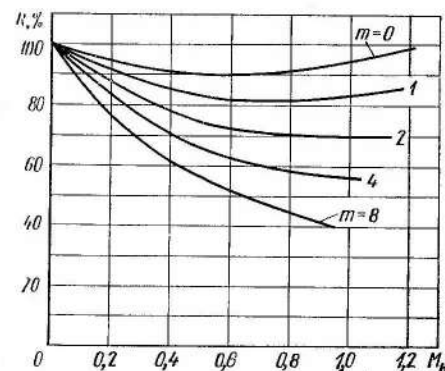


Рис. 18.4. Оптимальное изменение тяги по скорости полета для двигателей с различной степенью двухконтурности ($H=0$; $\pi_{\text{к}20}^*=16$; $T_{\text{г}}^*=1300$ К)

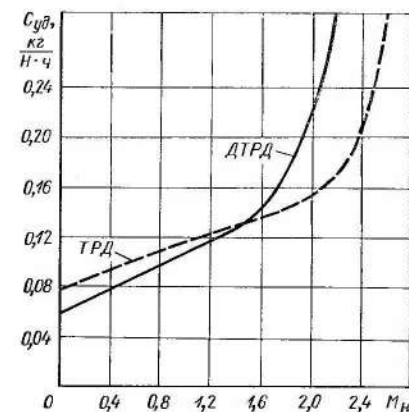


Рис. 18.5. Изменение $C_{\text{уд}}$ в ТРД и ДТРД по скорости полета ($H=0$; $\pi_{\text{к}20}^*=15$; $\pi_{\text{к}10}^*=2,1$; $T_{\text{г}}^*=1200$ К)

У ТРД и ДТРД изменение $g_{\text{т}}$ по V при равных параметрах цикла одинаково. Поэтому более быстрому падению $R_{\text{уд}}$ у ДТРД соответствует и более быстрый рост $C_{\text{уд}}$.

На рис. 18.5 для примера показано изменение удельного расхода топлива по числу M полета для ТРД и ДТРД с $m=1$. Как видно, в данном случае экономичность ТРД и ДТРД становится одинаковой при $M_{\text{н}} \approx 1,4$. Можно показать, что пересечение кривых $C_{\text{уд}}=f(M_{\text{н}})$ является следствием наличия гидравлических потерь во втором контуре. С ростом m роль этих потерь становится все более ощутимой, и поэтому равенство значений $C_{\text{уд}}$ для ТРД и ДТРД наступает раньше, при меньших скоростях полета.

3. Высотные характеристики ДТРД не имеют существенных отличий от высотных характеристик ТРД (см. гл. 15). Удельная тяга существенно возрастает по мере снижения $T_{\text{н}}$, и поэтому тяга двигателя до $H=11$ км падает по высоте медленнее, чем плотность воздуха. Экономичность двигателя до $H=11$ км улучшается вследствие роста $\pi_{\text{х}}$. В результате увеличения $n_{\text{пр}}$ по высоте полета степень двухконтурности ДТРД уменьшается, что должно при-

водить к более резкому росту $R_{уд}$, чем у ТРД. Однако индивидуальные особенности программ регулирования и характеристик элементов различных двигателей часто оказывают более существенное влияние на их высотные характеристики, чем степень двухконтурности.

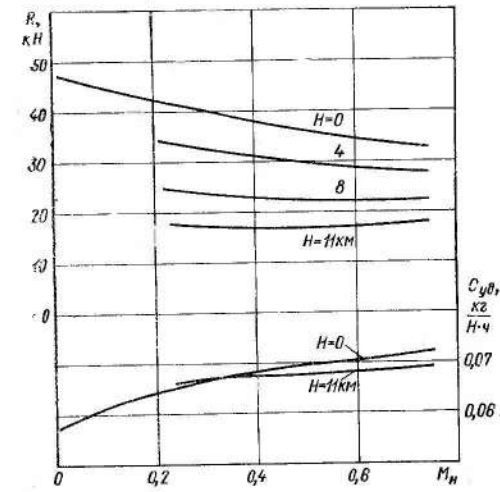


Рис. 18.6. Характеристики двигателя Д-30 (номинальный режим)

максимального при дозвуковых скоростях полета объясняется, как и для ТРД, прежде всего тем, что температура перед турбиной на максимальном режиме в современных двигателях значительно превышает оптимальную по экономичности. Поэтому падение $T_{г*}$ при уменьшении частоты вращения приводит вначале к снижению $C_{уд}$. Но в ДТРД оптимальная по экономичности $T_{г*}$ выше, чем в ТРД, и притом тем выше, чем больше степень двухконтурности. Поэтому при равных значениях $T_{г*max}$ улучшение экономичности ДТРД при его дросселировании оказывается менее существенным, чем у ТРД (рис. 18.8).

5. У ДТРДФ тяга на полном форсаже растет с ростом скорости полета в большей степени, а удельный расход топлива — в меньшей степени, чем у ТРДФ (рис. 18.9). Как известно, чем меньше расчет-

В качестве примера на рис. 18.6 приведены высотно-скоростные характеристики двигателя Д-30. Заметим, что увеличение (вместо уменьшения) $C_{уд}$ при увеличении высоты полета в области $M_H < 0,3$ объясняется здесь влиянием снижения КПД компрессора при высоких значениях $n_{пр}$.

4. Дроссельные характеристики ДТРД в общем аналогичны дроссельным характеристикам ТРД, как это видно из рис. 18.7. При этом улучшение экономичности ДТРД на режимах ниже

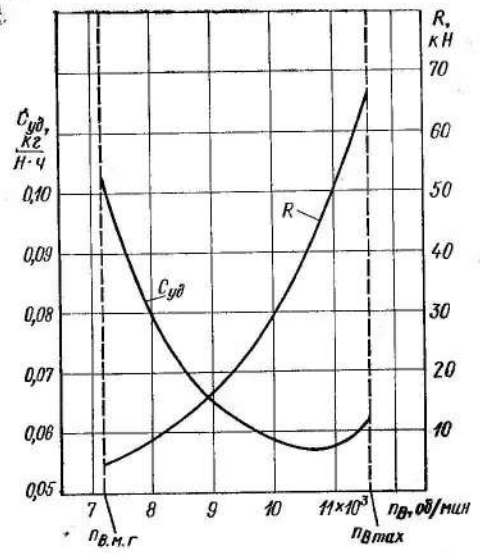


Рис. 18.7. Дроссельная характеристика двигателя Д-30 ($H=0$; $M_H=0$)

ная степень повышения давления в компрессоре, тем в меньшей степени уменьшаются значения $q(\lambda_v)$ при снижении $n_{пр}$, вызванном, например, ростом скорости полета (см. рис. 14.4). Поэтому в ДТРД, имеющем во втором контуре компрессор с малой степенью повышения давления, приведенный расход воздуха через второй контур (и соответственно для всего двигателя) падает в меньшей степени, а действительный расход воздуха растет быстрее, чем в ТРД с высокой степенью повышения давления.

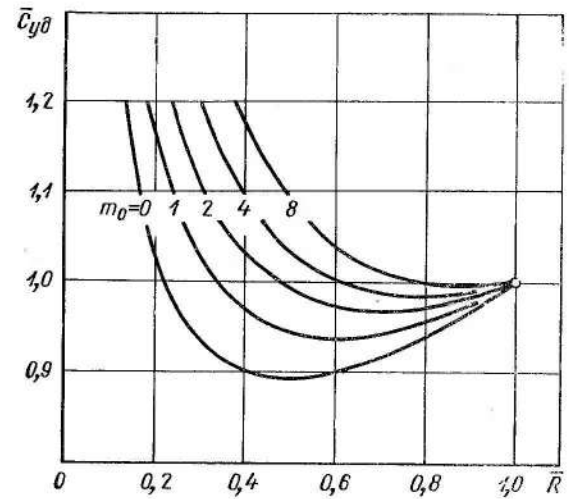


Рис. 18.8. Сравнительное протекание дроссельных характеристик двигателей с различной степенью двухконтурности ($H=10$ км; $M_H=0,8$; $T_{г*max}=1400$ К)

Кроме того, если в условиях взлета удельная тяга ДТРДФ оказывается меньше, а удельный расход топлива больше, чем в ТРДФ (из-за меньших значений давления газов в форсажной камере), то с ростом скорости полета вследствие сравнительно малого снижения $\pi_{кп}^*$ различие в давлениях в форсажной камере ТРДФ и ДТРДФ становится уже менее существенным.

Более резкое увеличение расхода воздуха при относительно более быстром увеличении давления в форсажной камере ДТРДФ и обуславливает наблюдаемые на рис. 18.9 различия в протекании характеристик этих двух типов двигателей.

В результате роста давления в форсажной камере ДТРДФ эффективность использования тепла в этом двигателе возрастает в такой мере, что $C_{уд.ф}$ почти не увеличивается с ростом M_H и может даже уменьшаться.

Сравнение рис. 18.9 с рис. 18.4 показывает, что в то время, как на бесфорсажных режимах при равной стартовой тяге тяга ДТРД в полете оказывается меньше, чем у ТРД, на форсаже,

наоборот, тяга ДТРДФ растет по V быстрее, чем у ТРД. Следовательно, степень форсирования ДТРД не только превышает возможную степень форсирования ТРД, но и в большей степени растет с ростом скорости полета.

Следует отметить, что эксплуатационные ограничения режимов работы ДТРД могут быть обусловлены теми же соображениями (прочность деталей,

устойчивость процесса и т. д.), что и для других ГТД, а их влияние на характеристики ДТРД в общем аналогично рассмотренному в гл. 16 влиянию этих ограничений на характеристики ТРД.

В связи с высокими $\pi_{к2}^*$ и соответственно с высокими

Интересно отметить, что в области ограничения p_k снижение p_H ведет не к уменьшению, а к увеличению тяги двигателя. Этот парадокс связан с тем, что тяга, как известно, представляет собой равнодействующую всех сил давления (и трения), действующих на внутренние и внешние поверхности двигателя. При $p_k = \text{const}$ силы давления на внутренних поверхностях двигателя слабо зависят от p_H , а равнодействующая всех сил давления на внешних поверхностях двигателя на малых скоростях полета практически пропорциональна p_H , что и приводит к росту тяги двигателя при снижении p_H .

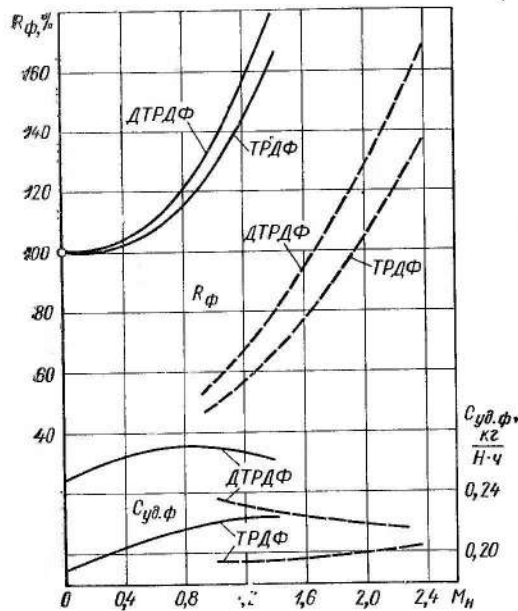


Рис. 18.9. Характеристики ТРДФ ($\pi_{к0}^* = 10$; $T_r^* = 1400$ К; $T_{ф}^* = 2000$ К) и ДТРДФ ($\pi_{к20}^* = 16$; $T_r^* = 1400$ К; $T_{ф}^* = 2000$ К; $m_0 = 1,3$) с равной стартовой тягой по числу M полета:

— $H=0$; — — — $H=11$ км

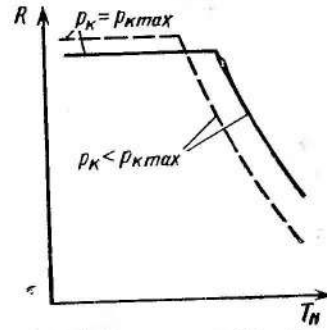


Рис. 18.10. Зависимость тяги ДТРД от T_H и p_H при наличии ограничения p_k ($M_H = \text{const}$):

— $p_H = p_{H1}$; — — — $p_H = p_{H2} < p_{H1}$

давлениями в тракте внутреннего контура в некоторых ДТРД ограничение p_k может наступить уже на взлете или при малых числах M полета у земли (например, при пониженных значениях T_H). В этом случае зависимость тяги двигателя от температуры и давления наружного воздуха приобретает вид, показанный на рис. 18.10. Здесь участки кривых правее точки перелома соответствуют работе двигателя на взлетном или максимальном режиме без ограничений, когда с уменьшением T_H тяга резко растет. А левые участки соответствуют работе при $p_k = p_{k \text{ max}}$. Здесь тяга уже не зависит от T_H , а частота вращения роторов двигателя должна быть соответственно снижена ($n_{пр} = \text{const}$).

Глава 19

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС ТУРБОВАЛЬНЫХ И ТУРБОВИНТОВЫХ ГТД

Турбовинтовые и турбовальные ГТД отличаются той особенностью, что у них основная часть работы цикла (свободной энергии) используется для получения мощности на валу, а реактивная тяга, создаваемая потоком газа, проходящим через двигатель, мала.

У турбовинтовых ГТД, которые принято сокращенно называть ТВД, эта мощность используется для привода воздушного винта самолетов. Турбовальные двигатели имеют различные сферы использования. Наиболее многочисленными представителями турбовальных двигателей являются вертолетные ГТД, служащие для привода винтов вертолетов. К турбовальным двигателям относятся также вспомогательные авиационные ГТД, используемые не для создания силы тяги, а в качестве генераторов мощности или сжатого воздуха. Турбовальные ГТД широко используются также в качестве силовых установок в наземном и водном транспорте, а также в стационарной энергетике. Рабочий процесс турбовинтовых и турбовальных двигателей по существу одинаков, поэтому оба эти типа двигателей при изложении рабочего процесса будем рассматривать совместно и объединять общим термином ТВД с необходимой конкретизацией непосредственно в тексте.

Турбовинтовые двигатели стали применяться в качестве силовых установок самолетов раньше, чем ДТРД, и примерно одновременно с ТРД. Эти двигатели обеспечили лучшую по сравнению с ТРД экономичность силовой установки при небольших дозвуковых скоростях полета ($V=600 \dots 700$ км/ч). Они позволили использовать отработанную и проверенную многолетним опытом эксплуатации винтовых самолетов с поршневыми двигателями относительно простую систему регулирования винта путем изменения угла установки его лопастей.

Турбовинтовые двигатели получили широкое применение в нашей стране на дозвуковых пассажирских самолетах (Ил-18, Ту-114, Ан-24Т, Ан-10) и транспортных самолетах (Ан-12, Ан-22), а также на многих зарубежных самолетах. Это было обусловлено тем, что они удачно сочетали в себе преимущества создания тяги воздушным винтом на взлете и относительно небольших скоростях

полета с преимуществами газотурбинного двигателя по сравнению с поршневым по массе. Но в настоящее время турбовинтовые двигатели постепенно вытесняются ДТРД с большими степенями двухконтурности, обеспечивающими более высокие скорости полета самолета.

Турбовальные двигатели стали широко использоваться после 1960 г. и в связи с расширением областей применения вертолетов их применение становится все более массовым.

19.1. СХЕМЫ И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

На вертолетах преимущественно используются ГТД со свободной турбиной. Эти двигатели (рис. 19.1, а) состоят из турбокомпрессора, который используется в качестве газогенератора, и уста-

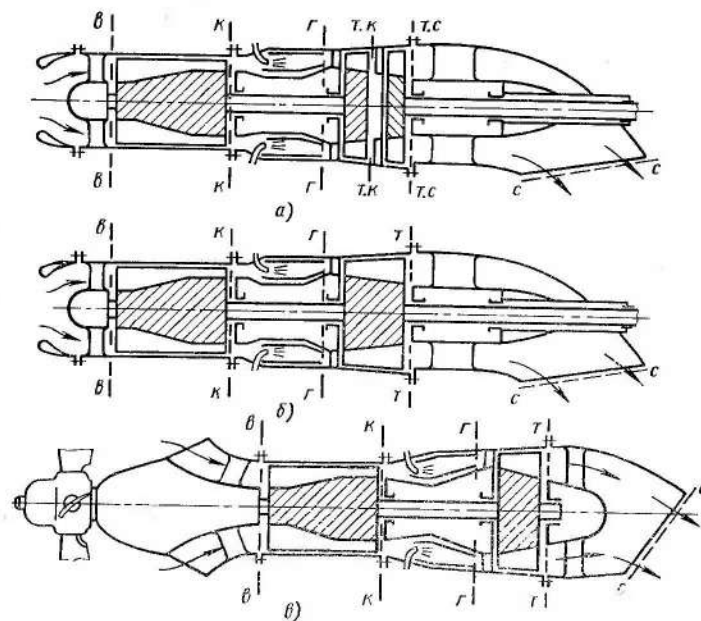


Рис. 19.1. Схемы турбовальных и турбовинтовых двигателей:
а—со свободной турбиной; б—одновальный вертолетный ГТД; в—одно-
вальный ТВД со встроенным редуктором

новленной за турбокомпрессором свободной турбины. Свободная турбина, создающая полезную мощность, устанавливается на выходном валу двигателя, который механически не связан с валом турбокомпрессора. Это позволяет изменять по заданному закону или поддерживать постоянной частоту вращения вала свободной турбины $n_{т.с}$ независимо от частоты вращения вала турбокомпрессора $n_{т.к}$. Эта особенность весьма существенна для вертолетов, имеющих многодвигательные силовые установки.

Наряду с указанной схемой, на легких однодвигательных вертолетах иногда применяются одновальные двигатели (рис. 19.1, б). В конструктивном отношении они являются более простыми. В данном случае многоступенчатая турбина развивает большую мощность, чем требуется для привода компрессора, и этот избыток мощности передается на выходной вал двигателя. Для передачи крутящего момента с вала двигателя к несущему винту вертолета применяются специальные трансмиссии с редукторами, уменьшающими частоту вращения винта по сравнению с частотой вращения вала.

Турбовинтовые самолетные двигатели выполняются по аналогичным схемам, но имеют, как правило, короткие трансмиссии и соосное расположение двигателя и редуктора. В таком случае редуктор выполняется в единой конструктивной компоновке с двигателем и является его неотъемлемой частью (рис. 19.1, в). По одновальной схеме выполнены отечественные ТВД НК-12, АИ-20, АИ-24 и др.

При очень высоких расчетных значениях степени повышения давления компрессора последний может быть выполнен двухкаскадным. Такие схемы получили применение на самолетных турбовинтовых двигателях, причем у них турбина высокого давления приводит во вращение компрессор высокого давления, как у обычного двухвального ТРД, а турбина низкого давления используется для вращения компрессора низкого давления и воздушного винта. По этой схеме выполнен английский ТВД «Тайн».

Раздельный привод компрессора и выходного вала в двигателях двухвальных схем позволяет благодаря большей гибкости регулирования обеспечить лучшее согласование работы элементов двигателя и воздушных винтов и тем самым улучшить экономичность силовой установки на основных эксплуатационных режимах, а также облегчить запуск двигателя. Помимо этого, в двигателях двухвальной схемы удастся уменьшить размеры и массу редуктора вследствие уменьшения частоты вращения вала свободной турбины и соответственно уменьшить передаточное отношение от вала этой турбины к валу винта. В качестве примера вертолетных ГТД со свободной турбиной можно указать на отечественные двигатели Д-25В и ТВ2-117.

Редукторы современных ГТД имеют высокие передаточные отношения и работают в весьма напряженных условиях, что связано с большими передаваемыми мощностями и необходимостью иметь малые габаритные размеры и массу.

В вертолетных ГТД применяются дозвуковые входные устройства с высокой коллекторностью. Их размещают с таким расчетом, чтобы максимально предотвратить попадание на вход в двигатель грунта, пыли, а также выхлопных газов от работающих двигателей. В последнее время для защиты двигателя от износа при эксплуатации в запыленных условиях применяются специальные пылеотделители. Входные устройства у ГТД с передним расположением редуктора выполняются в виде криволинейного канала с уменьшающимися наружным и внутренним диаметрами. Воздух на входе

в двигатель такой схемы получает возмущения, вызванные вращением лопастей воздушного винта, для выравнивания которых требуется иметь достаточную длину канала.

Применяемые в мощных турбовинтовых и турбовальных двигателях осевые компрессоры не имеют существенных особенностей по сравнению с компрессорами ТРД. В вертолетных ГТД при высоких степенях повышения давления воздуха компрессоры имеют, как правило, регулируемые направляющие аппараты нескольких первых ступеней и (или) перепуск воздуха. У маломощных двигателей широкое распространение получили комбинированные компрессоры, состоящие из нескольких осевых и центробежной ступени (двигателя Т55 фирмы «Лайкоминг», Т-63 фирмы «Аллисон» и др.). Такие комбинированные компрессоры при высоких π_k^* и малых расходах воздуха в сочетании с противоточной камерой сгорания обеспечивают малую габаритную длину двигателя и хорошие эксплуатационные характеристики (надежность, антипомпажные свойства, меньшее влияние числа Re). На вспомогательных ГТД, особенно используемых в качестве турбостартеров и энергоузлов для привода электрических генераторов, широко применяются простые в эксплуатации и надежно работающие центробежные компрессоры, несмотря на то, что по напорности и массовым характеристикам они уступают осевым компрессорам.

Камеры сгорания у мощных турбовинтовых двигателей принципиально не отличаются от камер сгорания ТРД и выполняются по тем же схемам. У турбовальных двигателей наряду с прямоточными применяются также противоточные камеры сгорания, преимущественно кольцевые, что помимо сокращения длины двигателя улучшает процесс в камере сгорания, поэтому оказывается целесообразным, так как камера сгорания не определяет габаритных размеров двигателя, в особенности при использовании комбинированных компрессоров.

Турбины у двигателей рассматриваемых типов имеют большее число ступеней, чем у ТРД, что объясняется более высокими значениями степеней понижения давления в них. Обычно турбины одновальных ТВД имеют от трех до пяти ступеней. Двухвальные двигатели имеют, как правило, двухступенчатую турбину турбокомпрессора, что позволяет обеспечить $\pi_k^* = 12 \dots 14$ (например, у двигателя Т64-GE-12) и одно- или двухступенчатую свободную турбину.

За турбиной устанавливается выпускной патрубок (канал), который выполняется диффузорным, что позволяет снизить кинетическую энергию газов, выходящих из двигателя, уменьшить давление за турбиной и увеличить перепад давлений на турбине, а следовательно, повысить мощность двигателя. Это целесообразно по той причине, что скорости вертолетов относительно малы, тяговая работа от реактивной струи, равная $L_{\text{тяг.р}} = (c_e - V)V$, в силу этого весьма незначительна, и, кроме того, отвод газа из двигателя обычно приходится делать с поворотом к направлению полета на $60-90^\circ$. При этом, однако, должна учитываться та особенность,

что слишком значительное снижение давления на выходе из турбины приводит к уменьшению плотности газа в этом сечении, к увеличению длины лопаток последней ступени турбины и угла меридианального раскрытия ее проточной части. Это затрудняет обеспечение прочности и достижение высокого КПД турбины.

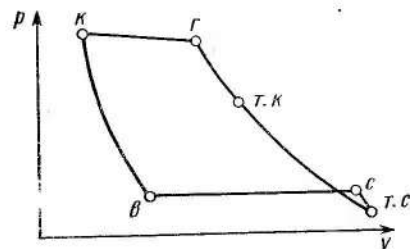


Рис. 19.2. Изображение рабочего процесса двигателя в $p-v$ -координатах

Рабочие процессы турбовальных и турбовинтовых двигателей, как указывалось, практически ничем не отличаются. На рис. 19.2 показано изображение рабочего процесса турбовального двигателя в $p-v$ -координатах. Здесь $в-κ$ — сжатие воздуха в компрессоре; $κ-γ$ — процесс в камере сгорания; $γ-т.κ$ — расширение газа в турбине компрессора и $т.κ-т.с$ — расширение газа в свободной турбине. Точка $т.с$, соответствующая состоянию газа за турбиной, может отвечать условиям $p_{т.с} > p_H$; $p_{т.с} = p_H$ или $p_{т.с} < p_H$ в зависимости от выбранных расчетных параметров турбины и выпускного канала. На рис. 19.2 показан случай, когда давление за свободной турбиной ниже атмосферного, поэтому процесс $т.с-с$ характеризует сжатие газа в выпускном канале.

Как видно, реальный цикл двигателей рассматриваемого типа совершенно аналогичен реальному циклу ТРД. Если ввести понятие о КПД процессов расширения и сжатия, как это было сделано в гл. 13, то формула для определения работы цикла через параметры рабочего процесса останется такой же, как и для ТРД, т. е.

$$L_u = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e-1}{\eta_c} \left(\frac{m \Delta \eta_{с\eta_p}}{e} - 1 \right),$$

где η_c в данном случае будет практически совпадать с $\eta_{κ*}$, а η_p — с $\eta_{т*}$.

Различие состоит в характере использования этой работы. В ТРД вся работа цикла шла на увеличение кинетической энергии газовой струи, проходящей через двигатель. У ТВД основная задача состоит в обеспечении наибольшей мощности на валу. Конечно, имеется определенная скорость на выходе из выпускного канала $с_с$. Если выпускать газ из двигателя по направлению полета, то эту скорость можно использовать для создания дополнительной реактивной силы. Следовательно, в общем случае, как указывалось в гл. 13, работа цикла может быть использована для получения механической работы и для приращения кинетической энергии газа, т. е.

$$L_u = L_m + \frac{c_c^2 - V^2}{2},$$

где для одновального двигателя $L_m = L_t - L_{т.с}$, а для двигателя со свободной турбиной $L_m = L_{т.с}$.

Приращение кинетической энергии у турбовальных двигателей незначительно и им можно пренебрегать. У турбовинтовых двигателей, как будет показано ниже, оптимальное значение $(c_c^2 - V^2)/2$ весьма мало по отношению к L_m , поэтому при анализе влияния параметров процесса на данные рассматриваемых ГТД можно принимать $L_m \approx L_{т.с}$.

Под L_m здесь подразумевается располагаемая механическая работа двигателя, получаемая с 1 кг воздуха. При ее передаче на воздушный винт самолета или несущий винт вертолета должны учитываться механические потери. Поэтому работа на валу винта будет равна

$$L_v = L_m \eta_m, \quad (19.1)$$

где η_m — коэффициент, учитывающий механические потери и зависящий от типа применяемой трансмиссии.

У турбовальных двигателей со встроенным редуктором обычно коэффициентом η_m учитывают потери в подшипниках и редукторе. У турбовальных двигателей, испытываемых без редуктора, потери в редукторе несущего винта учитываются отдельно, поэтому у них $\eta_m = 1,0$.

Мощность на валу двигателя определяется выражением

$$N_{вал} = L_m G_B, \quad (19.2)$$

а на валу винта

$$N_v = L_v G_B. \quad (19.2')$$

Для турбовинтовых двигателей используются понятия тяговой работы и тяговой мощности.

Под *тяговой работой* подразумевают суммарную тяговую работу, создаваемую винтом и реактивной струей, отнесенную к 1 кг воздуха:

$$L_{тяг} = L_{тяг.в} + L_{тяг.р} = L_m \eta_m \eta_v + (c_c - V) V. \quad (19.3)$$

Соответственно *тяговую мощность* определяют по формуле

$$N_{тяг} = L_{тяг} G_B = N_{тяг.в} + N_{тяг.р} = N_v \eta_v + R_p V, \quad (19.4)$$

где $R_p = G_B (c_c - V)$ — реактивная тяга.

Реактивная мощность у ТВД обычно мала и чтобы ее не определять самостоятельно, вводят в рассмотрение так называемую *эквивалентную мощность* N_e . Под эквивалентной мощностью условно понимают такую мощность на валу винта (большую N_v), которая обеспечивает в заданных условиях полета тяговую мощность, создаваемую винтом и реакцией. Согласно определению

$$N_e = N_v + \frac{R_p V}{\eta_v} \quad (19.5)$$

и соответственно

$$L_e = L_v + \frac{c_v - V}{\eta_v} V. \quad (19.6)$$

Как видно, умножая N_e на КПД винта, мы получаем фактическую тяговую мощность двигателя, выражающуюся формулой (19.4).

Определение N_e по формуле (19.5) в стендовых условиях приводит к неопределенности, так как при $V=0$ и $\eta_v=0$. Для определения эквивалентной мощности при работе двигателя на месте пользуются экспериментальным коэффициентом β , определяющим тягу винта при работе двигателя на месте, отнесенную к мощности, подводимой к винту. Для современных самолетных тянущих винтов на взлетном режиме

$$\beta = (9 \dots 17) \text{ Н/кВт}. \quad (19.7)$$

При сравнительных расчетах обычно принимают значение $\beta=15$. Соответственно эквивалентная мощность ТВД при работе его на месте определяется по формуле

$$N_{e0} = N_{v0} + \frac{R_{p0}}{\beta} = N_{v0} + 70 R_{p0}, \quad (19.8)$$

где N_{v0} (кВт) и R_{p0} (кН) — замеры значения мощности винта и реактивной силы при работе двигателя на месте.

Очевидно, что суммарная сила тяги, развиваемая ТВД, определяется зависимостями:

$$R_{\text{ТВД}} = \frac{N_v \eta_v}{V} + R_p; \quad (19.9)$$

на месте

$$R_{\text{ТВД}} = \beta N_{v0} + R_{p0}. \quad (19.10)$$

Совершенство ТВД характеризуют значениями удельных параметров двигателя.

Удельный расход топлива C_e определяется как отношение часового расхода топлива к эквивалентной мощности

$$C_e = \frac{G_{т.ч}}{N_e}. \quad (19.11)$$

Отметим, что C_e для турбовинтовых двигателей определяет экономичность (степень преобразования подведенного тепла в полезную тяговую работу) только при определенных условиях — при заданном КПД винта. Действительно, полный КПД двигателя, определяющий его экономичность,

$$\eta_{\pi} = L_{\text{тяг}} / Q_0.$$

Умножив числитель и знаменатель дроби на G_v , получим

$$\eta_{\pi} = N_{\text{тяг}} / (Q_0 G_v).$$

Но тепло, подведенное к воздуху в двигателе,

$$Q_0 G_v = H_u G_{т.ч} = H_u G_{т.ч} / 3600, \text{ а } N_{\text{тяг}} = N_e \eta_v,$$

поэтому

$$\eta_{\pi} = \frac{3600 N_e \eta_v}{H_u G_{т.ч}} = \frac{3600 \eta_v}{H_u C_e}. \quad (19.12)$$

Следовательно, полный КПД ТВД тем больше, чем меньше удельный расход топлива по эквивалентной мощности и чем выше КПД винта. С другой стороны, полный КПД ТВД можно представить как произведение внутреннего КПД на КПД винта, так как (при $C_e \approx V$)

$$\eta_{\pi} = \frac{L_{\text{тяг}} L_{\pi}}{L_{\pi} Q_0} \approx \frac{L_{\text{тяг}} L_v L_{\pi}}{L_v L_m Q_0} = \eta_m \eta_v \eta_{\text{вн}}. \quad (19.13)$$

Удельная эквивалентная мощность оценивается отношением

$$N_{уд} = N_e / G_v. \quad (19.14)$$

Удельная масса двигателя определяется как отношение массы двигателя к его эквивалентной мощности

$$\gamma_{дв} = G_{дв} / N_e.$$

Для турбовальных двигателей принимают $N_{\text{вал}} = N_e$ (т. е. $L_m = L_e$). В таком случае их удельные параметры определяются теми же соотношениями, что и у ТВД.

Для современных турбовальных и турбовинтовых двигателей при работе их на стенде на максимальном режиме

$$C_{e0} = 0,22 \dots 0,35 \text{ кг/(кВт} \cdot \text{ч)}; \quad N_{уд0} = 300 \dots 400 \text{ кВт} \cdot \text{с/кг};$$

$$\gamma_{дв0} = 0,1 \dots 0,3 \text{ Н/кВт}.$$

19.2. ЗАВИСИМОСТИ УДЕЛЬНОЙ МОЩНОСТИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Зависимости $N_{уд}$ и C_e от π_k^* и T_r^* для рассматриваемых двигателей получают путем проведения серии газодинамических расчетов двигателя, задаваясь коэффициентами потерь в элементах и варьируя параметрами процесса, как это делалось при рассмотрении двигателей других типов. Качественный анализ таких зависимостей может быть произведен более наглядно по приближенным соотношениям. Принимая, в частности, $c_c \approx V$, получим, что

$$N_{уд} \approx L_{\pi}; \quad C_e = \frac{3600 Q_0}{H_u L_{\pi}}.$$

Следовательно, удельная мощность ТВД изменяется в зависимости от π_k^* и T_r^* точно таким же образом, как работа цикла. Но поскольку рабочие процессы (циклы) у ТРД и ТВД одинаковы, то и зависимости L_{π} от параметров рабочего процесса этих двигателей также одинаковы. Это видно также из формулы (13.17). Поэтому все изложенное в гл. 13 относительно работы цикла ТРД

полностью относится к работе цикла и удельной эквивалентной мощности ТВД, независимо от того является ли двигатель турбовальным или турбовинтовым.

Это означает, что для ТВД имеется $\pi_{к.опт}^*$, определяемая формулой (13.20), которая повышается при увеличении $T_{г^*}$ и при уменьшении $T_{н}$. Удельная мощность с ростом π_k до $\pi_{к.опт}^*$ при $T_{г^*} = \text{const}$ увеличивается, а при более высоких π_k^* начинает снижаться.

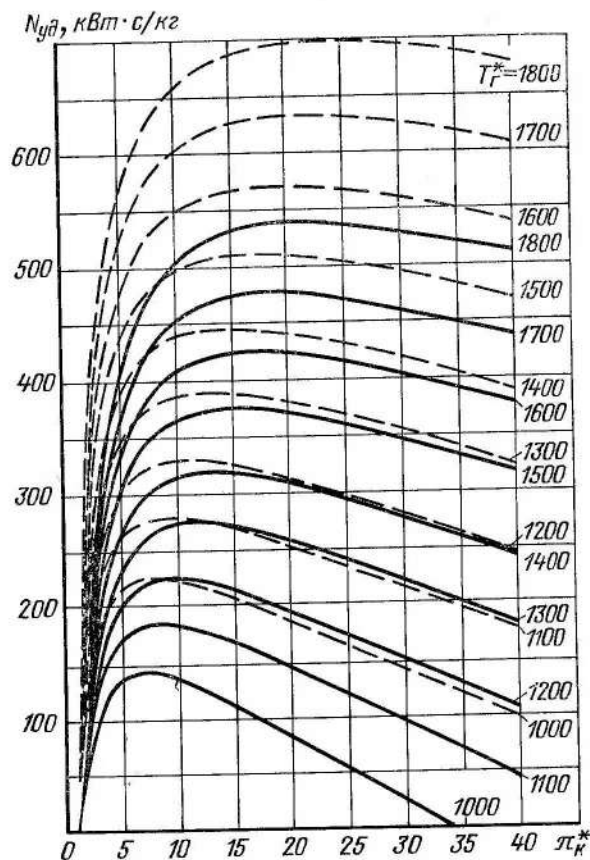


Рис. 19.3. Зависимости удельной мощности от параметров рабочего процесса:
— $H=0$; $M_H=0$; --- $H=11$ км; $M_H=0,75$

Зависимости $N_{уд}$ от π_k^* и $T_{г^*}$ представлены на рис. 19.3. Из них видно, что увеличение $T_{г^*}$ при одновременном повышении π_k^* является мощным средством увеличения работы цикла и удельной мощности ТВД. Следует заметить при этом, что работа цикла у

ТВД возрастает в указанном случае в такой же степени, как и у ТРД. Но увеличение $N_{уд}$ у ТВД оказывается более значительным, чем $R_{уд}$ у ТРД. Это вытекает из того, что у ТВД $N_{уд} \approx L_{ц}$, тогда как у ТРД $R_{уд}V = L_{ц}\eta_{тяги}$. Но увеличение $R_{уд}$ у ТРД при $V = \text{const}$ обязательно связано с увеличением скорости истечения c_c и, следовательно, с уменьшением тягового КПД. Следовательно, при увеличении $T_{г^*}$ в ТРД $R_{уд}$ возрастает в меньшей степени, чем $L_{ц}$.

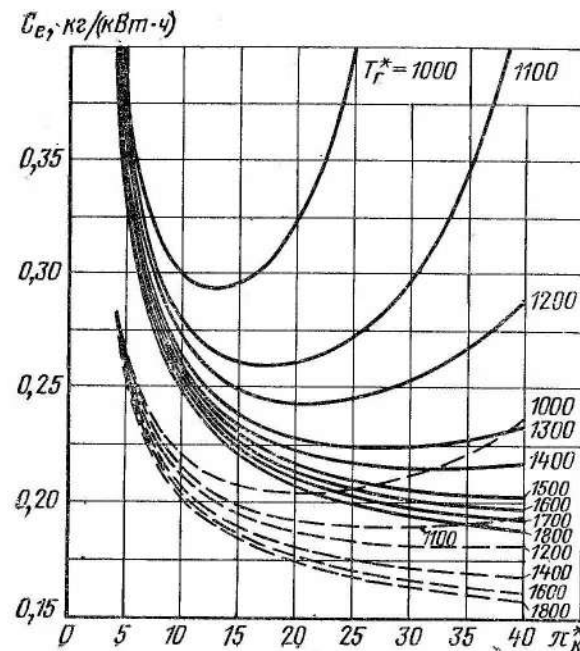


Рис. 19.4. Зависимости удельного расхода топлива от параметров рабочего процесса:
— $H=0$; $M_H=0$; --- $H=11$ км; $M_H=0,75$

При достигнутом в настоящее время уровне температур газа перед турбиной (1300—1400 К) оптимальные значения π_k^* в условиях полета на высоте $H \geq 11$ км составляют 12—15, а значения $N_{уд \max}$ достигают 370—430 кВт·с/кг.

Зависимости удельного расхода топлива ТВД от π_k^* и $T_{г^*}$ даны на рис. 19.4. Как видно, влияние π_k^* на C_e качественно является таким же, как у ТРД и ДТРД. Удельный расход топлива для заданной $T_{г^*}$ при увеличении π_k до $\pi_{к.эк}^*$ уменьшается, при $\pi_k^* = \pi_{к.эк}^*$ достигает минимального значения, а при дальнейшем повышении π_k^* начинает возрастать. Такой характер зависимости C_e от π_k^* при $T_{г^*} = \text{const}$ объясняется теми же причинами, которые

рассматривались в гл. 13 для ТРД. Значения $\pi_{к.эк}^*$, как и у ТРД, с увеличением T_r^* возрастают, абсолютные значения $\pi_{к.эк}$ при указанных выше T_r^* составляют 40—60 и выше.

Отличительная особенность зависимостей C_e от T_r^* при $\pi_k^* = \text{const}$ у ТВД состоит в том, что с ростом T_r^* для указанных условий C_e все время уменьшается, тогда как у ТРД каждому значению π_k^* отвечает определенное значение $T_{г.эк}^*$, обеспечивающее минимум $C_{уд}$. Наличие у ТРД значения $T_{г.эк}^*$, как указывалось, обусловлено тем, что при увеличении T_r^* и росте работы цикла увеличиваются также потери с выходной скоростью, т. е. снижается тяговый КПД двигателя, что при $T_r^* > T_{г.эк}^*$ приводит к уменьшению полного КПД $\eta_p = \eta_{вн} \eta_{тлг} \eta_m$. Таким образом, в ТРД с ростом T_r^* возрастает $\eta_{вн}$, но уменьшается $\eta_{тлг}$, что при высоких T_r^* ухудшает экономичность двигателя. В ТВД основная часть тяговой работы создается винтом, КПД которого не зависит от температуры T_r^* , поэтому его полный КПД $\eta_p = \eta_{вн} \eta_v$ увеличивается при возрастании T_r^* в такой же степени, как внутренний КПД. В связи с этой особенностью переход к более высоким температурам T_r^* у ТВД связан с улучшением их экономичности, но особенно значительное улучшение экономичности, как видно из рис. 19.4, обеспечивается при одновременном увеличении T_r^* и π_k^* .

Требование высокой экономичности явилось причиной непрерывного повышения π_k^* и T_r^* у ТВД и вертолетных ГТД. Лучшие ТВД для транспортных и пассажирских самолетов имели $\pi_k^* = 13 \dots 15$ при $T_r^* = 1300 \dots 1400$ К. Выбор температуры T_r^* диктовался не только требованиями экономичности и малой массы двигателя, но и его ресурсом, который для этого типа двигателей был доведен до 5—6 тыс. ч. Вертолетные ГТД в начале своего развития имели $\pi_k^* = 6 \dots 8$ и $T_r^* = 1100 \dots 1200$ К. В настоящее время на мощных вертолетных ГТД достигнуты $\pi_k^* = 10 \dots 14$ при $T_r^* > 1300$ К.

При общей тенденции роста параметров рабочего процесса ТВД и турбовальных двигателей их выбор всегда производится с учетом требований, предъявляемых потребителем, и технических возможностей удовлетворения этим требованиям. Например, при проектировании маломощных двигателей применение очень высоких π_k^* может оказаться невыгодным, так как высота лопаток на последних ступенях компрессора и первых ступенях турбины в таком случае получится слишком малой. Это приводит к возрастанию потерь из-за относительного увеличения радиальных зазоров, низких значений чисел Re и затруднений в изготовлении слишком малых лопаток с требуемой точностью. В таких двигателях, как указывалось, может оказаться выгодным применение центробежных компрессоров, обеспечивающих относительно невысокие π_k^* . У вспомогательных силовых установок, включаемых на непродолжительное время, первостепенное значение имеют массовые и габаритные данные.

19.3. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ РАБОТЫ ЦИКЛА ТВД МЕЖДУ ВИНТОМ И РЕАКЦИЕЙ

Работа цикла у ТВД в общем случае расходуется на привод винта и на приращение кинетической энергии газового потока, протекающего через двигатель, в соответствии с соотношением (13.5). При проектировании двигателя, а также при его соответствующем регулировании, можно работу цикла распределять между винтом и реакцией по-разному.

Целесообразно распределить работу цикла так, чтобы получить максимальную тяговую работу. Такое распределение работы цикла между винтом и реакцией, при котором тяговая работа двигателя максимальна, называют *оптимальным*.

Определим условие оптимального распределения работы цикла ТВД. Распределение работы цикла между винтом и реакцией может быть задано параметрами L_v и $\frac{c_c^2 - V^2}{2}$ или при заданной скорости полета — параметром c_c/V . При определении условия оптимального распределения L_v при заданной скорости полета будем считать, что оно характеризуется параметром c_c/V , что оказывается удобным. Будем также считать, что при заданной скорости полета КПД винта $\eta_v = \text{const}$.

Тяговая работа ТВД [см. (19.3)] равна

$$L_{\text{тяг}} = L_v \eta_v + (c_c - V)V.$$

Но работа, передавая на винт

$$L_v = \left(L_u - \frac{c_c^2 - V^2}{2} \right) \eta_m,$$

поэтому тяговая работа ТВД

$$L_{\text{тяг}} = \left(L_u - \frac{V^2}{2} \left[\left(\frac{c_c}{V} \right)^2 - 1 \right] \right) \eta_m \eta_v + V^2 \left(\frac{c_c}{V} - 1 \right). \quad (19.15)$$

Продифференцировав уравнение (19.15) по принятому параметру распределения работы цикла c_c/V и приравняв первую производную нулю, найдем условие оптимального распределения L_v .

Действительно,

$$\frac{dL_{\text{тяг}}}{d\left(\frac{c_c}{V}\right)} = -V^2 \eta_m \eta_v \left(\frac{c_c}{V} \right) + V^2 = 0,$$

откуда следует, что

$$\left(\frac{c_c}{V} \right)_{\text{опт}} = \frac{1}{\eta_m \eta_v}. \quad (19.16)$$

Формула (19.16) была впервые получена акад. Б. С. Стечкиным в 1944 г. Из условия (19.16) следует, что чем больше V и меньше η_v , тем большую часть работы цикла целесообразно передавать на ускорение газового потока, т. е. уменьшать π_k^* и увеличивать

лс. Наоборот, чем меньше V и больше η_v , тем большую долю работы цикла следует передавать на винт и меньшую оставлять на увеличение кинетической энергии газового потока. Это обусловлено тем, что при увеличении V эффективность преобразования кинетической энергии в тяговую работу улучшается (увеличивается тяговый КПД ТВД как реактивного двигателя), а потери при преобразовании L_v в тяговую работу вследствие снижения η_v возрастают. При снижении V наблюдается обратная картина.

Оптимальную скорость истечения из ТВД в стендовых условиях определить по формуле (19.16), нельзя, так как при этом $\eta_v = 0$, что приводит к неопределенности. В этом случае $c_{с.0 \text{ опт}}$ можно определить из условия получения максимальной тяги двигателя. Как показывают расчеты, $c_{с.0 \text{ опт}}$ при $V=0$ получается очень малой и для ее обеспечения требуется иметь большое перерасширение газа в турбине в стендовых условиях. При этом достигается относительно небольшое увеличение тяги двигателя на взлете, но заметно снижается тяга и ухудшается экономичность ТВД в расчетных условиях полета по сравнению с теми их значениями, которые имеют место, если распределение работы цикла принимать оптимальным при расчетной скорости полета.

В целях приближения распределения работы цикла между винтом и реакцией к оптимальному на расчетном и близких к нему режимах полета самолета, обычно ТВД выполняют со степенями расширения в соплах $\pi_{с.0} = (p_t^*/p_H)_0 \approx 1,15 \dots 1,30$. При относительно больших значениях скоростей (или чисел M) на выходе из турбины, назначаемых для уменьшения высоты лопаток ее последних ступеней, таким степеням расширения соответствуют отношения $p_t/p_H \approx 0,9$, что свидетельствует о наличии перерасширения газа в турбинах ТВД ($p_t < p_H$) при работе их на стенде.

Оптимальному распределению энергии в ТВД соответствует не только максимум тяговой работы, но и максимум полного КПД двигателя, т. е. наилучшая его экономичность. Действительно, при заданных параметрах рабочего процесса (T_t^* и π_k^*) и скорости полета количество подведенного тепла постоянно и не зависит от распределения энергии между винтом и реакцией, а $L_{\text{тяг}} = L_{\text{тяг max}}$. Поэтому полный КПД ТВД $\eta_{\text{п}} = L_{\text{тяг}}/Q_0$ будет также максимален.

19.4. ПОНЯТИЕ О РЕГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛА

Для повышения экономичности силовых установок с ТВД может быть применена регенерация тепла. Принцип ее заключается в использовании части тепла, уносимого из двигателя выходящими газами, для подогрева воздуха перед его поступлением из компрессора в камеру сгорания. Схема ГТД с регенерацией тепла дана на рис. 19.5. Здесь горячие газы, выходящие из турбины, попадают в теплообменник, где охлаждаются от температуры T_t^* до температуры T_t' , а воздух, поступающий из компрессора, нагревается от T_k^* до T_k' .

На рис. 19.6 в координатах $T-s$ показан цикл ТВД с регенерацией. В отличие от цикла ТВД без регенерации, тепло к воздуху подводится в теплообменнике (участок $k-k'$) и в камере сгорания (участок $k'-g$). За счет пред-

варительного подогрева воздуха от газов, выходящих из турбины, получение той же температуры перед турбиной, что и в двигателе без регенерации тепла, требует меньшей подачи топлива в двигатель. Работа же цикла и удельная мощность двигателя при отсутствии потерь в теплообменниках в обоих двигателях при одних и тех же параметрах рабочего процесса одинаковы. Поэтому удельный расход топлива двигателя с регенерацией тепла уменьшается. Потери давления в теплообменнике снижают эффект от регенерации тепла.

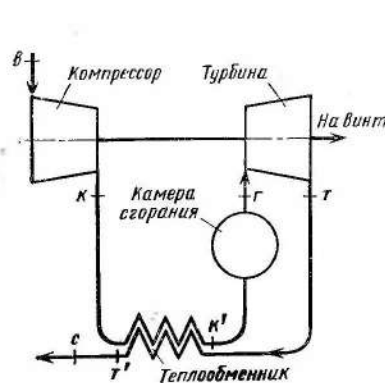


Рис. 19.5. Схема ТВД с регенерацией тепла

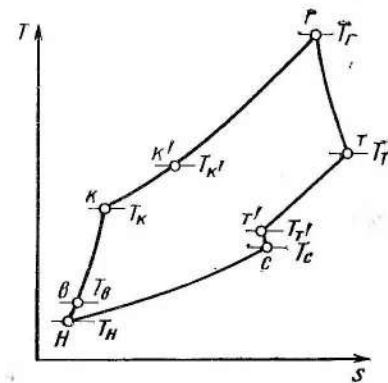


Рис. 19.6. Изображение процесса ТВД с регенерацией тепла в $T-s$ координатах

В идеальном случае температуру воздуха на входе в камеру сгорания T_k' можно довести в регенераторе до температуры газов на выходе из турбины T_t . Регенерация тепла в этом случае была бы максимальной.

Отношение действительного подогрева воздуха $\Delta T = T_k' - T_k^*$ к теоретически возможному $\Delta T_{\text{max}} = T_t^* - T_k^*$ называют степенью регенерации тепла и обозначают обычно через $\sigma_{\text{рег}}$:

$$\sigma_{\text{рег}} = \frac{T_k' - T_k^*}{T_t^* - T_k^*}.$$

Эффект от регенерации тепла весьма значительно зависит от параметров рабочего процесса двигателя. Как показывает анализ, он возрастает с увеличением T_t^* и с уменьшением π_k^* . Последнее указывает, в частности, на выгодность применения регенерации тепла при глубоком дроселировании двигателя.

На рис. 19.7 показано изменение C_e и $N_{\text{уд}}$ в ТВД с регенерацией тепла в зависимости от степени регенерации $\sigma_{\text{рег}}$. Графики построены с учетом потери полного давления в регенераторе и при $\pi_{с.0} = 1,1$. Как видно, выигрыш от регенерации тепла при низких π_k^* получается более существенным, чем при высоких π_k^* , но снижение эквивалентной мощности вследствие потерь в теплообменнике и уменьшения скорости c_e из-за охлаждения выхлопных газов при высоких π_k^* получается менее значительным. При $\sigma_{\text{рег}} = 0,7 \dots 0,8$ экономичность ТВД благодаря регенерации тепла, как видно, может быть улучшена от 10 до 30% при снижении $N_{\text{уд}}$ на 1—4%. Повышение температуры T_t^* всегда улучшает эффективность регенерации тепла. Следовательно, в ТВД с регенерацией тепла целесообразно иметь высокие T_t^* и относительно умеренные $\pi_{к.р}$.

Применение регенерации тепла в ТВД требует создания малогабаритных и легких теплообменников. При $\sigma_{\text{рег}} = 0,7 \dots 0,8$ можно ожидать увеличения удельной массы ТВД при применении регенерации тепла на 40—80%.

В настоящее время применение регенерации тепла считается целесообразным для ТВД, работающих длительное время на глубоких дроссельных режимах (например, для двигателей самолетов противолодочной обороны). Примером такого двигателя может служить ТВД фирмы «Аллисон» Т78-А2 (США), имеющий $\sigma_{\text{рег}} \approx 0,7$ и удельный расход топлива на крейсерском режиме 0,24 кг/кВт·ч.

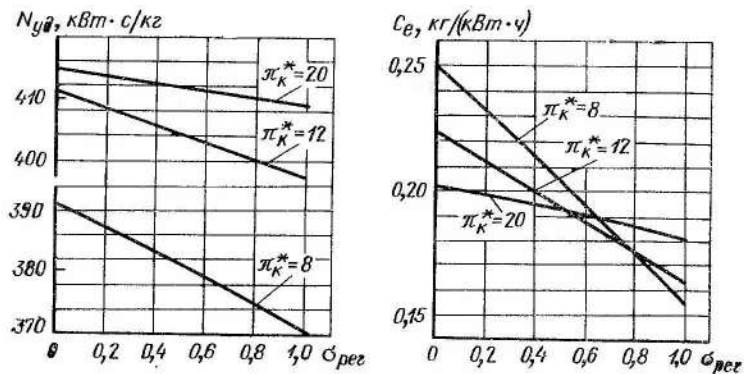


Рис. 19.7. Изменение $N_{\text{уд}}$ и C_e ТВД с регенерацией тепла в зависимости от π_k^* и $\sigma_{\text{рег}}$ ($V=720 \text{ км/ч}$; $H=11 \text{ км}$; $T_r^*=1400 \text{ К}$)

В ТРД и ДТРД в принципе также возможно использование регенерации тепла для улучшения экономичности двигателя. Однако расчеты показывают, что выигрыш от регенерации, особенно у ТРД, получается менее значительным, чем у ТВД. Это объясняется менее благоприятным влиянием повышения T_r^* на экономичность этих двигателей, тогда как регенерация тепла эффективна только при высоких значениях T_r^* , а также значительным влиянием потерь в теплообменнике на удельную мощность (удельную тягу) этих двигателей. Более перспективным у ДТРД считается передача посредством теплообменника некоторой части тепла выхлопных газов внутреннего контура, имеющих высокую температуру и низкое давление, во внешний контур, т. е. воздуху, имеющему низкую температуру и более высокое давление. В таком случае экономичность цикла улучшается.

Глава 20

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ И ТУРБОВИНТОВЫХ ГТД

20.1. ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ И СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕМЕНТОВ

Для турбовальных и турбовинтовых двигателей устанавливается обычно такая же номенклатура режимов, как и для ТРД (см. гл. 15), т. е. *максимальный (взлетный), номинальный и крейсерские*. Но для двигателей многодвигательных вертолетов предусматривается еще два режима: *максимальный чрезвычайный режим* продолжительностью до 2,5 мин с мощностью на 7—10% больше взлетной — для продолжения взлета или совершения посадки в случае отказа одного из двигателей, и *номинальный чрезвычайный режим* продолжительностью до 30 мин с мощностью, большей номинальной, — для продолжения горизонтального полета при одном отказавшем двигателе. Эти режимы устанавливаются соответствующей перенастройкой регуляторов $n_{т.к}$ или T_r^* .

Задачи регулирования турбовальных и турбовинтовых двигателей на установившихся режимах их работы в основном остаются теми же, что и у ТРД и ДТРД. При этом применяются программы регулирования, обеспечивающие наибольшую мощность на максимальных режимах работы двигателя и наилучшую экономичность на крейсерских режимах, а также защищающие двигатель от перегрузок и неустойчивой работы его элементов.

Двигатели со свободной турбиной имеют программы регулирования и условия совместной работы элементов турбокомпрессора, ничем не отличающиеся от таковых для одновального ТРД с $\pi_{т.к} = \text{const}$ или для турбокомпрессора высокого давления двухвальных двигателей. Дело в том, что свободная турбина имеет в сопловых аппаратах своих ступеней перепады давлений, близкие к критическим. Это обеспечивает постоянство степени понижения давления турбины компрессора $\pi_{т.к}^*$ практически на всех режимах работы двигателя. Следовательно, при нерегулируемой проточной части единственным регулирующим фактором для турбокомпрессора является расход топлива G_T . В качестве регулируемого параметра здесь могут быть выбраны либо частота вращения ротора турбокомпрессора $n_{т.к}$, либо температура T_r^* (или

$T_{т*}$). Все правила построения рабочей линии остаются такими же, как для ТРД при $\pi_{т*} = \text{const}$. В случае регулирования компрессора поворотом лопаток направляющих аппаратов удастся обеспечить приемлемые запасы его устойчивости во всем эксплуатационном диапазоне режимов работы двигателя.

Рабочая точка на характеристике турбины компрессора (при нерегулируемой проточной части турбины) практически не изменяет своего расположения. Это объясняется тем, что, как указывалось, $\pi_{т.к}^* = \text{const}$, а $T_{г*} \approx \text{const} \cdot n^2$ и, следовательно, $n_{т.к} / \sqrt{T_{г*}} \approx \text{const}$, что и обеспечивает подобие режимов работы турбины компрессора.

Свободная же турбина может изменять режим работы в очень широких пределах, что должно учитываться при анализе характеристик рассматриваемых двигателей.

Характеристики свободной турбины определяются обычно вместе с выпускным патрубком и строятся в виде зависимости суммарной степени понижения давления газа в свободной турбине и патрубке $\pi_{т.с}$ от приведенной частоты вращения свободной турбины $n_{т.с.пр}$. Такие характеристики представлены на рис. 20.1. На

них изображены линии постоянных значений КПД турбины $\eta_{т.с}$, также определяемых с учетом потерь в выпускном патрубке. Стрелками здесь показано перемещение рабочей точки при изменении условий работы двигателя. Точка a соответствует расчетному режиму двигателя. Если частота вращения несущего винта вертолета поддерживается постоянной, что соответствует условию $n_{т.с} = \text{const}$, то при дросселировании турбокомпрессора вследствие снижения $n_{т.к}$ уменьшаются как $T_{г*}$, так и $T_{т.к}^*$. В этом случае $n_{т.с.пр}$ увеличивается пропорционально $1/\sqrt{T_{г*}}$. С другой стороны, из-за уменьшения $\pi_{к*}$ (при $\pi_{т.к}^* = \text{const}$) снижается $\pi_{т.с}$. Рабочая точка на характеристике турбины перемещается в таком случае по линии ab . Вследствие отклонения от расчетных условий работы $\pi_{т.с}$ снижается (обтекание рабочих лопаток происходит с ударом в спинку, и увеличивается закрутка потока газа за турбиной). Это ухудшает экономичность двигателя на крейсерских ре-

жимах и заставляет обычно рассчитывать турбину на оптимум КПД при $\bar{n}_{т.с.пр} > 1$, как показано на рис. 20.1. По линиям ab и ab' перемещается рабочая точка при изменении $n_{т.с}$ для $n_{т.к} = \text{const}$. При этом режим работы турбокомпрессора и параметры на входе в свободную турбину не меняются, поэтому остается постоянной $\pi_{т.с}$, а $n_{т.с.пр}$ изменяется пропорционально $n_{т.с}$.

Линии ag и ag' соответствуют режиму работы свободной турбины при изменении $T_{г*}$. При уменьшении, например, $T_{г*}$ и при условии постоянства $n_{т.к}$ и $n_{т.с}$ рабочая точка на характеристике компрессора изменяет свое расположение. Она вследствие увеличения $n_{т.к.пр}$ перемещается в сторону повышения $\pi_{к*}$. По указанной причине происходит увеличение $\pi_{т.с}^*$, поскольку $\pi_{т.к}^* = \text{const}$. Температура $T_{г*}$ и соответствующая ей температура $T_{т.к}^*$ при этом меняются слабо (см. рис. 14.7). При высоких $\pi_{к*}$ они обычно уменьшаются при снижении $T_{г*}$ (или $T_{в*}$), что вызывает уменьшение $T_{т.к}^*$ и, следовательно, небольшое возрастание $\bar{n}_{т.с.пр}$, как показано на рис. 20.1.

Для обеспечения максимальной мощности ГТД со свободной турбиной нужно прежде всего обеспечить максимальный режим работы его турбокомпрессора. С этой целью, как и в обычном одновальном ТРД с $\pi_{т*} = \text{const}$, применяются программы регулирования

$$n_{т.к} = \text{const}; (\pi_{т.к}^* = \text{const}) \quad (20.1)$$

или

$$T_{г*} = \text{const}; (\pi_{т.к}^* = \text{const}). \quad (20.2)$$

Степень изменения температуры $T_{г*}$ при программе (20.1) или $n_{т.к}$ при программе (20.2), как указывалось, зависит от расчетных параметров и особенностей регулирования компрессора. Для нерегулируемого компрессора изменение, например, $T_{г*}$ при $n_{т.к} = \text{const}$ определяется данными рис. 14.7. Сохраняется в силе также все сказанное в гл. 14 об изменении запаса устойчивости компрессора в зависимости от $T_{в*}$.

Для заданного значения частоты вращения вала турбокомпрессора может устанавливаться наивыгоднейшая (нв) частота вращения вала свободной турбины и, следовательно, несущего винта для получения, например, минимального удельного расхода топлива. Регулирующим фактором для этого служит соответствующее изменение угла установки лопастей винта. При увеличении, например, этого угла фв винт затягивается и частота вращения его уменьшается. Следовательно, для ГТД со свободной турбиной программы регулирования на максимальном режиме могут быть записаны в виде условий

$$n_{т.к.мах} = \text{const}; \quad n_{т.с} = n_{т.с.нв} \quad (20.3)$$

или

$$T_{г.мах} = \text{const}; \quad n_{т.с} = n_{т.с.нв}. \quad (20.4)$$

В двигателях с двухкаскадным компрессором турбокомпрессор высокого давления подчиняется всем же закономерностям, которые присущи одновальному ТРД при $\pi_{г*} = \text{const}$ или турбокомпрессору высокого давления двухвального двигателя любой схемы. Что же касается каскада низкого давления, то дополнительный регулирующий фактор $\varphi_{\text{в}}$ позволяет обеспечить благоприятное изменение скольжения роторов и тем самым повысить $\Delta K_{\text{у}}$ КНД и несколько улучшить экономичность двигателя.

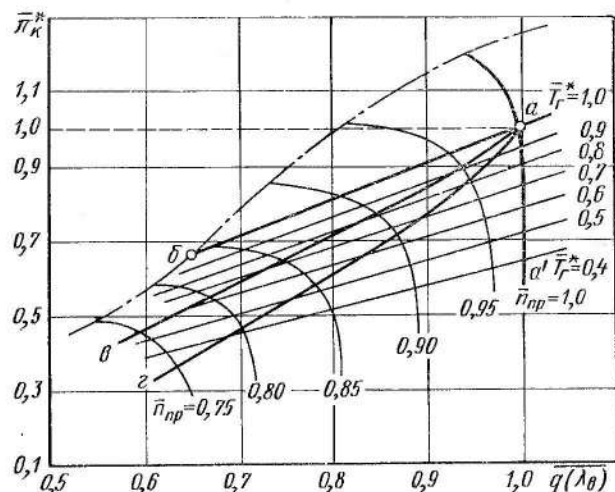


Рис. 20.2. Расположение рабочих линий в поле характеристик компрессора при различных программах регулирования ТВД

Одновальные турбовинтовые и вертолетные ГТД с нерегулируемой проточной частью отличаются тем, что у них имеется два независимых регулирующих фактора — $G_{\text{т}}$ и $\varphi_{\text{в}}$, позволяющие поддерживать постоянными или изменять по определенному закону два регулируемых параметра двигателя. Следовательно, в таком двигателе на максимальном режиме работы может быть обеспечена программа регулирования (при $F_c = \text{const}$)

$$n_{\text{max}} = \text{const}; T_{\text{г max}}^* = \text{const} \quad (20.5)$$

или более простая программа

$$n_{\text{max}} = \text{const}; T_{\text{г max}}^* = \text{const.} \quad (20.6)$$

Причем для программы (20.5) построение рабочей линии на характеристике компрессора не отличается от рассмотренного в подразд. 14.3 и производится с использованием уравнения (14.31). Переход с режима максимальной мощности (точка *a* на рис. 20.2) на пониженный режим в этих двигателях может осуществляться при

$n = \text{const}$ (линия *aa'*), при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ (линия *ab*), либо по любому промежуточному закону, например, при том же законе изменения температуры газа, что и в двигателях со свободной турбиной, т. е. $T_{\text{г}}^* \approx \text{const} \cdot n^2$ (линия *av*), при более резком снижении $T_{\text{г}}^*$ (линия *ag*) и др. Для каждой из таких программ дроссельные характеристики будут различными.

20.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНЫХ ГТД

Рассмотрим в первую очередь характеристики турбовальных двигателей со свободной турбиной, представляющих собой наиболее распространенный тип вертолетных ГТД. Для этих двигателей различают три типа характеристик: дроссельные, климатические и высотные.

Дроссельными характеристиками (характеристиками по частоте вращения турбокомпрессора) называют зависимости изменения мощности на валу и удельного расхода топлива от приведенной частоты вращения турбокомпрессора. Обычно при этом рассматривают также зависимости от $n_{\text{т.к.пр}}$ температуры газа перед (или за) турбиной компрессора. Такие характеристики, построенные в относительных координатах для двигателя, имеющего $\pi_{\text{к.р}}^* = 7$ и $T_{\text{г}}^* = 1200 \text{ K}$, приведены на рис. 20.3.

Как видно из рис. 20.3, эти характеристики по качественному протеканию напоминают дроссельные характеристики ТРД, только вместо тяги здесь рассматривается мощность на валу свободной турбины при постоянном (или заданном в функции $n_{\text{т.к.пр}}$) значении частоты вращения свободной турбины. С уменьшением $n_{\text{т.к.пр}}$ мощность двигателя интенсивно снижается, а C_e увеличивается вначале медленно, а затем все более значительно. В результате такого протекания дроссельных характеристик на основных крейсерских режимах (где $\bar{N}_e = 0.6 \dots 0.75$), когда особенно важна экономичность двигателя, она заметно ухудшается.

Указанные закономерности обусловлены характером изменения по $n_{\text{т.к.пр}}$ параметров процесса, расхода воздуха через двигатель

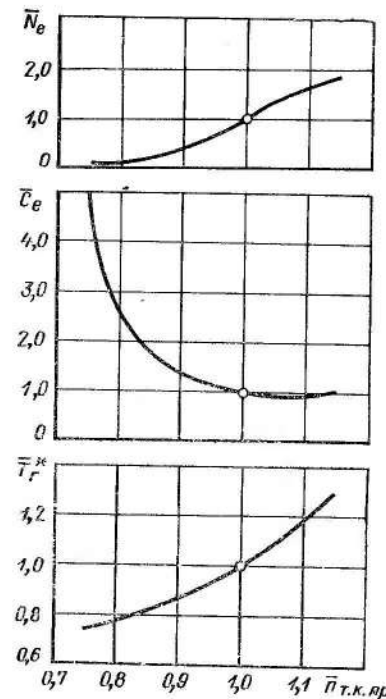


Рис. 20.3. Дроссельные характеристики турбовального двигателя со свободной турбиной

и КПД его основных элементов. Они качественно изменяются таким же образом, как и у одновального ТРД с изменением $n_{пр}$ при $F_{пр} = \text{const}$ (см. рис. 15.11). Уменьшение N_e является следствием снижения T_r^* , π_k^* и G_v . Одновременное снижение T_r^* и π_k^* вызывает уменьшение внутреннего КПД цикла и ухудшение экономичности двигателя. Это основная причина, вызывающая снижение экономичности. Но дополнительное ухудшение экономичности турбовальных двигателей на пониженных режимах связано со снижением КПД компрессора (из-за рассогласования работы его ступеней) и уменьшением КПД свободной турбины при $n_{т.с} = \text{const}$. В этом случае снижается $\pi_{т.с}$ и увеличивается $n_{т.с.пр}$, а рабочая точка перемещается на характеристике свободной турбины в направлении ab (см. рис. 20.1), т. е. в область пониженных КПД.

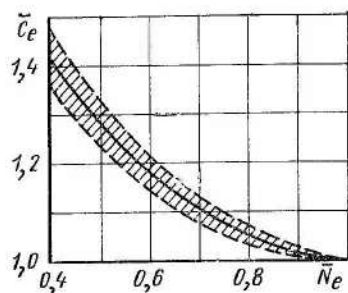


Рис. 20.4. Относительная дроссельная характеристика турбовального двигателя

Дроссельные характеристики могут быть представлены в виде зависимостей C_e от N_e . Такие зависимости в относительных координатах даны на рис. 20.4. Они построены по данным для большого числа двигателей, причем нижняя граница заштрихованной области относится к двигателям с более высокими параметрами процесса на взлетном режиме. У таких двигателей улучшается экономичность на крейсерских режимах. Это объясняется повышением внутреннего КПД на режимах пониженной мощности у двигателей с более высокими расчетными значениями π_k^* и T_r^* вследствие увеличения этих параметров также и на дроссельных режимах. Помимо этого, высокотемпературные двигатели всегда менее чувствительны к снижению КПД элементов, — в данном случае η_k^* и $\eta_{т.с.}$

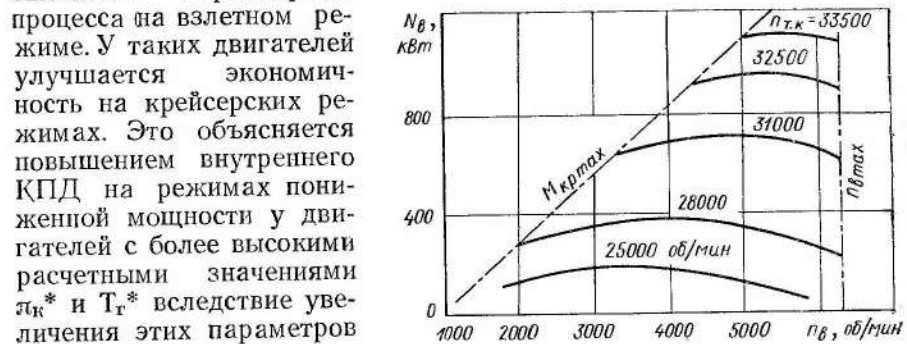


Рис. 20.5. Влияние на мощность двигателя частоты вращения вала винта n_v

При $\bar{n}_{т.к.пр} > 1$, когда двигатель работает в условиях низких температур воздуха на входе, обычно C_e не снижается при увеличении $\bar{n}_{т.к.пр}$, а остается постоянным или немного повышается, как показано на рис. 20.3. Это объясняется сильным снижением η_k^* в

этой области вследствие увеличения чисел M в потоке воздуха, обтекающем лопатки компрессора, а также снижением КПД свободной турбины (по линии ag , см. рис. 20.1).

Улучшение экономичности у рассматриваемых ГТД на крейсерских режимах возможно, если при дросселировании двигателя снижать частоту вращения несущего винта (например, увеличением угла установки его лопастей) и обеспечить перемещение рабочей точки на характеристике свободной турбины в пределах области максимальных ее КПД, например, вдоль линии ad . При этом на заданном пониженном режиме работы турбокомпрессора будет обеспечиваться максимум мощности, передаваемой на винт. На рис. 20.5 представлены зависимости мощности на валу винта от частоты вращения вала при различных значениях частот вращения турбокомпрессора двигателя «Турбомека». Наличие максимума N_e при $n_{т.к} = \text{const}$ является следствием указанных факторов.

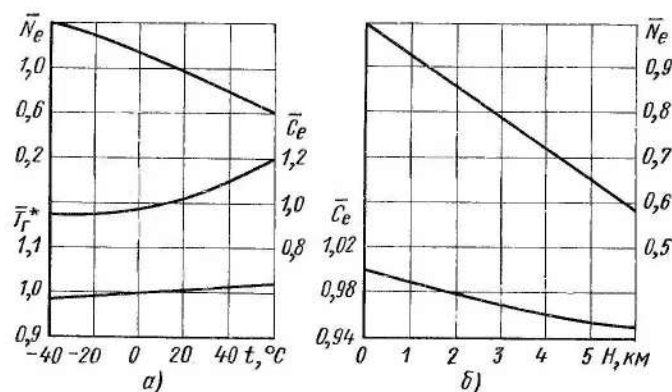


Рис. 20.6. Климатические (а) и высотные (б) характеристики вертолетного ГТД

Климатическими характеристиками называют зависимости N_e и C_e от температуры атмосферного воздуха t_H (или t_H) на заданном режиме при принятой программе регулирования, обычно при постоянстве $n_{т.к}$ и $n_{т.с}$. Такие характеристики в относительных координатах показаны на рис. 20.6, а. При понижении t_H , как видно из рисунка, N_e увеличивается, а C_e — уменьшается.

Увеличение мощности объясняется возрастанием плотности и расхода воздуха, проходящего через двигатель, и увеличением благодаря этому $\pi_{т.с}$. Температура T_r^* изменяется, как указывалось, в соответствии с характеристикой компрессора не очень значительно. В данном примере она с уменьшением t_H понижается. Рабочая линия на характеристике компрессора остается той же, как и при изменении $n_{т.к}$, а рабочая точка перемещается в соответствии с изменением $n_{т.к.пр}$. Если $\bar{n}_{т.к} = 1,0$, то $t_H = -40^\circ \text{C}$ соответствует

$\bar{n}_{т.к.пр} = 0,96$, а $t_H = -40^\circ \text{C}$ — $\bar{n}_{т.к.пр} = 1,11$. При минусовых температурах воздуха, как видно из рис. 20.6, а, рост N_e и снижение C_e при уменьшении t_H замедляются, что связано с замедлением роста $q(\lambda_v)$ в области высоких значений $\bar{n}_{т.к.пр}$ и со значительным снижением КПД компрессора в этой области. Запас устойчивости компрессора в этой области режимов двигателя также обычно уменьшается. Рабочая точка на характеристике свободной турбины перемещается в этом случае по линии ag (см. рис. 20.1), что из-за падения $\eta_{т.с}$ также способствует замедлению снижения C_e и роста N_e при понижении t_H в области низких температур воздуха.

Высотными характеристиками турбовальных двигателей называют зависимости N_e и C_e от высоты полета при заданном режиме работы двигателя и принятой программе регулирования.

Высотные характеристики вертолетных ГТД (рис. 20.6, б) строят в диапазоне высот полета, достижимых для этих летательных аппаратов. Максимальные высоты полета вертолетов обычно не превышают 6—8 км. В пределах этих высот изменяются как давление, так и температура окружающего воздуха. Как видно, N_e с увеличением H интенсивно снижается. Наблюдается также небольшое снижение C_e . При отсутствии ограничений в протекании этих характеристик имеется полная аналогия с высотными характеристиками ТРД и ДТРД.

Основной причиной снижения N_e с увеличением H является уменьшение G_v , происходящее по тем же причинам, что и у ТРД. Но удельная мощность двигателя при этом повышается вследствие влияния снижения T_H с высотой. Рабочая точка на характеристике компрессора по указанной причине перемещается вверх по рабочей кривой. Происходит увеличение $\pi_{к*}$, что при $\pi_{т.к.} = \text{const}$ вызывает увеличение степени понижения давления на свободной турбине. Температура перед свободной турбиной изменяется в соответствии с изменением $T_{г*}$ весьма незначительно. Преобладающее влияние оказывает увеличение $\pi_{т.с}$, что приводит к возрастанию работы свободной турбины, передаваемой на вал двигателя. Причина снижения C_e с высотой та же, что и у ГТД других типов, а именно: с возрастанием $\pi_{к*}$ повышается внутренний КПД двигателя и, следовательно, улучшается использование тепла.

На характеристики малоразмерных вертолетных ГТД оказывает влияние уменьшение с высотой чисел Re . В области $Re < Re_{кр}$ это приводит к уменьшению КПД элементов двигателя, особенно свободной турбины, и снижению G_v , что вызывает ухудшение экономичности и дополнительное снижение мощности на больших высотах. Оценка этого влияния, как и у ТРД, должна производиться с учетом реальной программы регулирования двигателя.

Заметим, что изменение скорости полета вертолета мало сказывается на протекании его высотных характеристик. В принципе увеличение скорости напора при $H = \text{const}$ вызывает повышение N_e , а C_e слегка уменьшается. Но до скоростей полета $V = 250 \text{ км/ч}$ из-

менения N_e и C_e обычно не превышают 2—3%, чем в практике пренебрегают, и скоростные характеристики для вертолетных ГТД не рассматривают.

На современных вертолетах применяются *переразмерные* (высотные) ГТД. Такая необходимость обусловлена особенностями совместной работы двигателя и несущего винта при изменении высоты полета и температуры T_H .

На рис. 20.7 показана зависимость мощности, потребной для висения и горизонтального полета вертолета, от V и H . У земли с увеличением V потребная мощность вначале снижается, а затем увеличивается. Располагаемая мощность двигателя практически остается неизменной в рассматриваемом диапазоне скоростей. Поэтому, если мощность двигателя подобрана из условий взлета при стандартных атмосферных условиях, то, во-первых, обеспечивается полет во всем диапазоне скоростей при $H = 0$, и, во-вторых, для обеспечения равенства потребных и располагаемых значений мощности двигатель необходимо дросселировать (при $V = 120 \dots 160 \text{ км/ч}$ до $\bar{N}_e \approx 0,5 \dots 0,6$). Режим наибольшей продолжительности полета соответствует как раз условию минимальной потребной мощности, где часовой расход топлива практически тоже наименьший (увеличение C_e при дросселировании двигателя происходит значительно слабее, чем снижение потребной мощности, что и дает в указанной области режимов полета минимум $C_{т.ч} = N_e C_e$).

Совсем иная картина наблюдается при увеличении высоты полета. В этом случае $N_{потр}$ с ростом H увеличивается. Располагаемая же мощность двигателя на максимальном и любом другом заданном режиме двигателя уменьшается с высотой. Следовательно, согласовав вертолет с двигателем на режиме висения при $H = 0$, мы не можем обеспечить его полет в области режимов, где $\bar{N}_{потр} > 1,0$. Такое же рассогласование потребной и располагаемой мощности получается при увеличении T_H , когда $N_{потр}$ практически не изменяется, а N_e — значительно уменьшается. Это противоречие может быть преодолено уменьшением полезной нагрузки при необходимости полета на большой высоте или в условиях жаркого климата. Но такой путь не является экономически целесообразным при нормальной эксплуатации вертолетов.

Чтобы добиться согласования работы вертолета и двигателя в широком диапазоне высотно-климатических условий, возникает необходимость установки более мощного двигателя, обеспечивающего взлет и висение на разных высотах и при повышенной темпера-

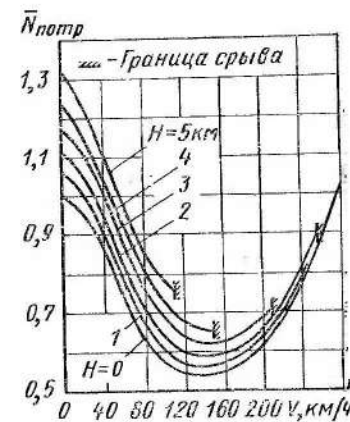


Рис. 20.7. Зависимость потребной мощности вертолета от высоты

туре атмосферного воздуха. Такой двигатель, однако, при нормальных атмосферных условиях будет переразмерен, и для обеспечения равенства потребных и располагаемых мощностей его необходимо будет дросселировать, т. е. его предельные мощностные возможности в условиях полета никогда не смогут быть использованы.

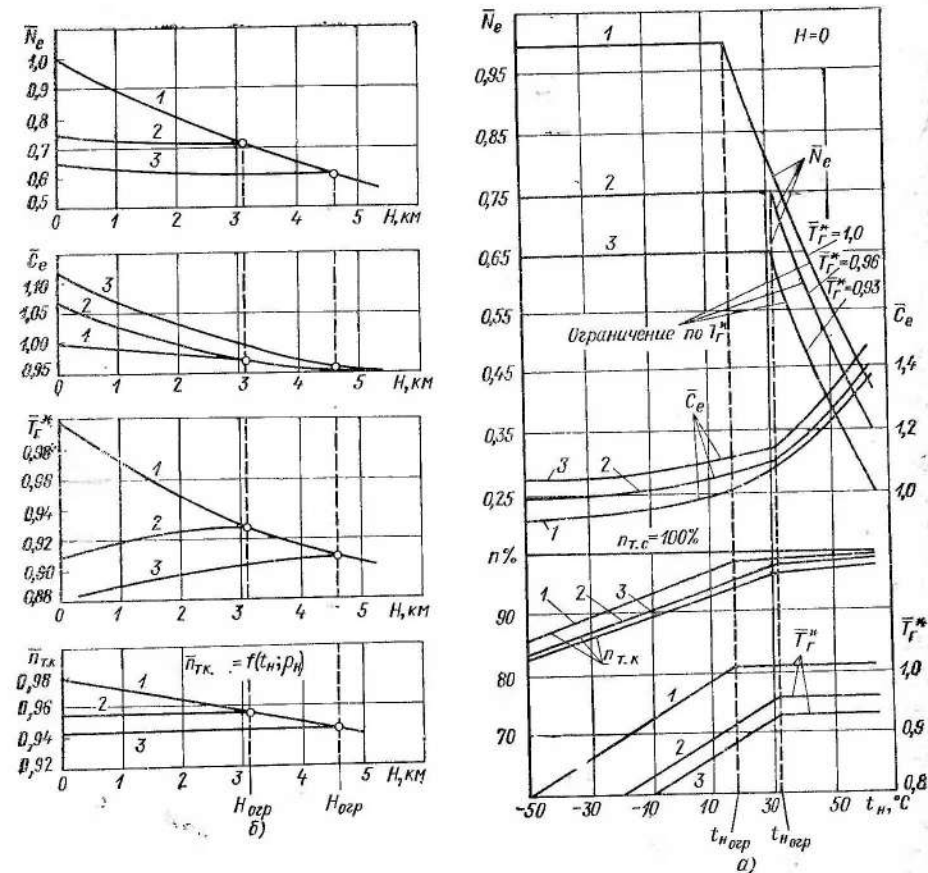


Рис. 20.8. Высотные (б) и климатические (а) характеристики вертолетного ГТД со свободной турбиной, имеющего ограничение мощности, на режимах: 1—взлетном; 2—номинальном; 3—крейсерском

В таком случае целесообразно ограничить максимальную располагаемую мощность двигателя и тем самым защитить от механических перегрузок редуктор и трансмиссию и снизить их массу.

Высотные и климатические характеристики двигателя получаются такими, что его мощность на малых высотах и при низких температурах окружающего воздуха поддерживается постоянной за счет соответствующего дросселирования двигателя, а начиная с оп-

ределенных высот и с некоторых достаточно высоких T_H , где ограничение мощности снимается (двигатель выходит на расчетные значения $n_{Т.К}$ и T_g^*), эти характеристики имеют обычный характер протекания, рассмотренный выше.

На рис. 20.8 показано протекание высотных и климатических характеристик вертолетного ГТД со свободной турбиной, имеющего ограничение мощности. Они построены при $\bar{n}_{Т.К} = 1$ для трех режимов: максимального, номинального и крейсерского. Общим для характеристик является то, что в области ограничения мощности с уменьшением высоты полета (температуры t_H) от ее расчетного значения происходит снижение $n_{Т.К}$ и T_g^* , т. е. осуществляется дросселирование двигателя. Высота H (температура t_H), при которой $n_{Т.К}$ достигает 100%, т. е. двигатель выходит из области ограничения мощности, называется высотой (температурой) ограничения или расчетной высотой (температурой) двигателя. Отвечающие этим условиям точки на рис. 20.8, б соответствуют высотам $H_{огр}$, на рис. 20.8, а — температурам $t_{Hогр}$.

Расчетные значения $H_{огр}$ (или $t_{Hогр}$) для двигателей с ограничением мощности выбираются из условия оптимального согласования совместной работы вертолета с двигателем в требуемых высотных-климатических условиях. При этом следует учитывать, что чрезмерное переразмеривание двигателя приводит, с одной стороны, к увеличению его массы и, с другой стороны, к увеличению удельного расхода топлива в области ограничения мощности, так как при той же мощности двигатель в этом случае работает при более глубоком дросселировании.

Двигатели со свободной турбиной могут использоваться также в качестве самолетных ТВД. В таком случае их дроссельные, климатические и высотные характеристики не имеют отличий от рассмотренных. Отличительной особенностью является более широкий диапазон скоростей полета самолетов с ТВД по сравнению с вертолетами. Поэтому для самолетных ТВД требуется иметь еще скоростные характеристики. Но они не отличаются по своему протеканию от скоростных характеристик одновалных ТВД, рассматриваемых ниже в подразд. 20.3.

20.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОВАЛЬНЫХ ТВД

Для одновалных самолетных ТВД принято рассматривать дроссельные, скоростные и высотные характеристики.

Дроссельными характеристиками ТВД называют зависимости эквивалентной мощности N_e (или N_b и R_p) и удельного расхода топлива C_e от определяющего параметра регулирования (регулирующего фактора) при заданном режиме полета, т. е. при условии $V = \text{const}$ и $H = \text{const}$. В большинстве случаев у одновалных ТВД дросселирование двигателя осуществляется при $n = \text{const}$, и дроссельные характеристики представляют в виде зависимостей N_e и C_e от приведенного расхода топлива (рис. 20.9). При условии постоянства приведенной частоты вращения уменьшение

$G_{т.пр}$ приводит к уменьшению T_r^* и к перемещению рабочей точки по напорной линии в сторону уменьшения π_k^* (см. рис. 20.2). При этом снижаются π_r^* и π_c . Расход воздуха при таком дросселировании двигателя остается постоянным или возрастает в зависимости от крутизны напорной линии компрессора.

Уменьшение T_r^* и π_k^* приводит к снижению работы цикла и удельной эквивалентной мощности двигателя. При этом уменьшаются N_e , N_b и R_p . Увеличение C_e объясняется уменьшением внутреннего КПД двигателя вследствие снижения π_k^* и T_r^* , а также ухудшением КПД элементов двигателя.

Существенное достоинство дросселирования ТВД при $n = \text{const}$ — возможность обеспечения хорошей приемистости двигателя на режимах разгона, так

как увеличение мощности двигателя осуществляется без раскрутки ротора, и поэтому время приемистости определяется только скоростью поворота лопастей винта и быстродействием топливной аппаратуры, само же время изменения газодинамических параметров двигателя при переходе его на новый режим работы ничтожно мало и не является определяющим. Достоинством этого способа дросселирования является также увеличение ΔK_y компрессора.

Другой возможный предельный способ дросселирования ТВД — уменьшение частоты

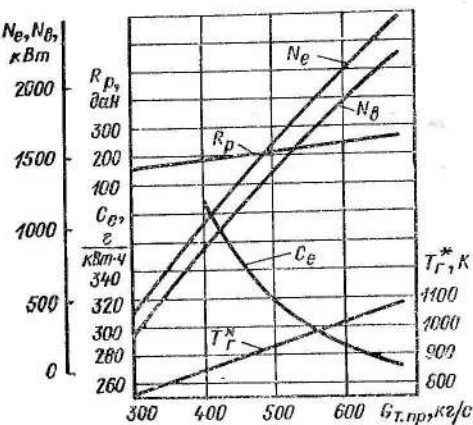


Рис. 20.9. Характеристики ТРД с $n = \text{const}$ по расходу топлива

вращения ротора при $T_r^* = \text{const}$ (по линии ab , рис. 20.2). Но в этом случае, как видно из рис. 20.2, рабочая точка, перемещаясь по лучу $T_r^* = 1,0$, быстро достигает границы помпажа компрессора. К числу других недостатков такого способа дросселирования двигателя следует отнести плохую приемистость вследствие больших потребных избыточных мощностей для раскрутки ротора с затяженным винтом и небольших возможностей увеличения температуры T_r^* в процессе разгона, а также большие тепловые нагрузки на двигатель на пониженных режимах его работы. По указанной причине эта программа регулирования у ТВД, как и у ТРД, не имеет практического применения.

Между рассмотренными предельными программами регулирования $n = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$ может быть реализован целый ряд промежуточных программ, отличающихся темпом снижения T_r^* при уменьшении n . Если для рабочих линий aa , ab , av , ag построить соответствующие сетки дроссельных характеристик (рис. 20.10), то из их анализа можно выбрать оптимальную программу дросселирова-

ния одновального ТВД. Если задаться требуемой степенью дросселирования двигателя (например, $\bar{N}_e = 0,3$), то ей соответствуют различные значения C_e . Оптимальной будет такая программа регулирования, которая обеспечивает минимум C_e при заданной степени дросселирования двигателя по мощности. Оптимальная программа дросселирования зависит от многих факторов — расчетных параметров двигателя, режима полета, особенностей характеристик и регулирования компрессора и пр., но анализ показывает, что отступление от оптимального дросселирования не дает существенного ухудшения экономичности ТВД, тогда как для его реализации требуется сложная система управления n и T_r^* . Именно по этой причине в одновальных ТВД нашло широкое применение дросселирование двигателя при $n = \text{const}$, обеспечивающее достаточно высокую экономичность и простое в реализации.

Дросселирование ТВД только снижением T_r^* при $n = \text{const}$ требует большого диапазона изменения угла установки винта φ_v , что связано с определенными трудностями. Помимо того, двигатель даже на малом газе должен работать при $n = n_{\text{max}}$. В ряде ТВД по указанной причине применяется комбинированная программа регулирования при дросселировании: вначале двигатель дросселируется снижением T_r^* при $n = \text{const}$ до установки винта на упор минимального шага, а при дальнейшем снижении мощности — уменьшением n и T_r^* — при $\varphi_v = \varphi_{v \min} = \text{const}$. Это позволяет использовать преимущества программы $n = \text{const}$ на рабочих режимах (хорошие экономичность и приемистость; исключение неустойчивых режимов без специальных устройств, низкие тепловые нагрузки) и программы $\varphi_{v \min} = \text{const}$, наиболее простой в осуществлении, при которой обеспечивается снижение тепловых и механических нагрузок на деталях двигателя.

На рис. 20.11 приведены дроссельные характеристики одновального ТВД, регулируемого по комбинированной программе. Двигатель до режима, соответствующего $\bar{N}_e \approx 0,2$ от номинального, дросселируется снижением только T_r^* , а далее — уменьшением n и T_r^* при $\varphi_{v \min} = \text{const}$.

У одновальных ТВД на глубоких дроссельных режимах происхо-

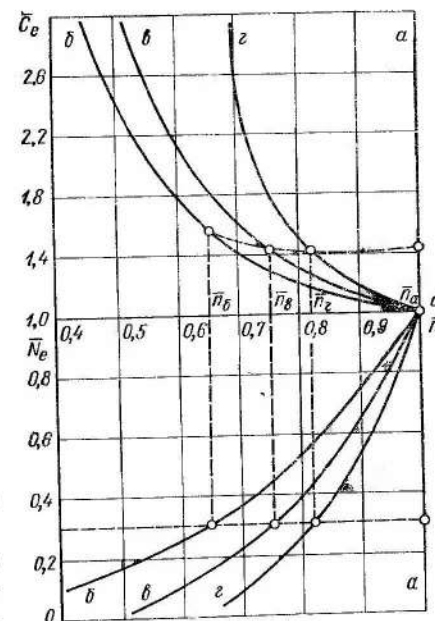


Рис. 20.10. К выбору оптимальной программы регулирования ТВД при дросселировании

дит неблагоприятное перераспределение работы между ступенями турбины. При снижении суммарной степени расширения турбины последние ее ступени работают с большой недогрузкой. В связи с этим резко уменьшается КПД последних ступеней и всей турбины, увеличивается закрутка потока на выходе из турбины, растет коэффициент потерь в выходном устройстве двигателя. Это приводит к ухудшению экономичности одновального ТВД на глубоких дроссельных режимах. Двухвальные схемы двигателей позволяют в некоторой степени устранить указанный недостаток.

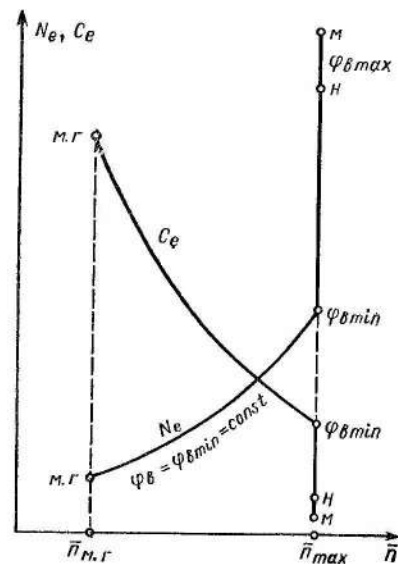


Рис. 20.11. Дроссельные характеристики ТВД при комбинированной программе регулирования

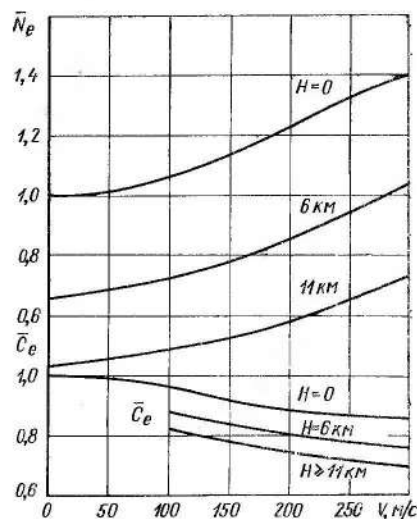


Рис. 20.12. Скоростные характеристики одновального ТВД ($\pi_{к.р}^* = 10$; $\eta_v = 0,8$; $T_r^* = 1200 \text{ K}$)

Скоростными характеристиками ТВД называют зависимости N_e (или N_b и R_p) и C_e на заданном режиме работы двигателя от скорости полета при неизменной высоте полета и принятой программе регулирования. Скоростные характеристики ТВД при максимальном режиме работы двигателя и для случая применения программы регулирования (20.5), построенные в относительных величинах (для высот 0,6 и 11 км), даны на рис. 20.12. Как видно, N_e при $H = \text{const}$ увеличивается с повышением V , а C_e — уменьшается.

При $H = \text{const}$ увеличение V приводит, как и у ТРД, к возрастанию π_2 и давления p_r^* и, следовательно, пропорционального этому давлению G_b . В отличие от ТРД у ТВД при взлете и малых скоростях полета перепад давлений в сопле является докритическим,

поэтому при увеличении π_2 возрастают одновременно π_t^* и π_c . Это происходит до тех пор, пока перепад давлений в сопле не достигнет критического значения, что соответствует $M_H \approx 1,0$. Следовательно, практически во всем диапазоне скоростей полета при увеличении V работа турбины L_t и, следовательно, работа винта L_b , а также скорость c_c увеличиваются.

Непрерывное и весьма значительное увеличение N_e с ростом скорости полета является в основном следствием увеличения расхода воздуха через двигатель. Что же касается L_e , то, как и L_c , она у ТВД сравнительно мало изменяется с ростом V . У ТВД с ростом V увеличивается также мощность N_p , несмотря на падение R_p , которое происходит по тем же причинам, что и уменьшение тяги ТРД и ДТРД при малых скоростях полета (см. гл. 15, 18).

Уменьшение C_e ТВД при увеличении V объясняется улучшением теплоиспользования в цикле вследствие роста степени повышения давления воздуха. Полный КПД ТВД или пропорциональная ему величина $C_{e \text{ тит}} = C_e / \eta_v$, с увеличением скорости полета снижается лишь до определенных значений V . При очень больших скоростях полета вследствие снижения η_v полный КПД начинает уменьшаться, а экономичность ТВД ухудшается. При $M_H \geq 0,8 \dots 0,85$ по указанной причине ТВД по экономичности сравнивается вначале с ДТРД, а затем и с ТРД.

Скоростные и высотные характеристики двухвальных ТВД качественно аналогичны характеристикам одновального двигателя. Но так как в двухвальном ТВД имеется возможность для каждого режима полета установить наиболее выгодные обороты винта и получить максимальные значения КПД винта и его турбины, то по сравнению с характеристиками одновального двигателя при прочих равных условиях значения N_b и N_e двухвального ТВД на нерасчетных режимах несколько больше, а C_e соответственно меньше.

Высотными характеристиками ТВД называют зависимости N_e (или N_b и R_p) и C_e на заданном режиме двигателя от высоты полета при неизменной скорости полета и принятой программе регулирования.

Как видно из рис. 20.12, с увеличением высоты полета N_e уменьшается. Одновременно с этим до высоты 11 км уменьшается C_e . Здесь имеется полная аналогия с характеристиками ТВД со свободной турбиной. Основная причина падения N_e с высотой полета — значительное уменьшение G_b вследствие снижения давления p_r^* перед турбиной. Темп падения мощности и тяги двигателя до высоты 11 км замедляется по причине роста работы винта и удельной реактивной тяги вследствие увеличения π_k^* , с одной стороны, и повышения Δ — с другой. При $H > 11 \text{ км}$ π_k^* и Δ остаются неизменными, следовательно, перестают увеличиваться работа винта и удельная реактивная тяга. Поэтому темп падения N_e (а также N_b и R_p) при $H > 11 \text{ км}$, усиливается. С увеличением H до 11 км C_e уменьшается из-за улучшения использования тепла в цикле (по причине роста π_k^*). На высотах более 11 км C_e не изменяется, если

снижение плотности воздуха не оказывает влияния на η_r и уменьшение чисел Re еще не сказывается на рабочем процессе двигателя.

Как видно из рассмотрения скоростных и высотных характеристик ТВД, мощность, передаваемая на вал воздушного винта, оказывается тем более высокой, чем больше скорость полета и меньше высота полета. Этими условиями определяется расчетный режим редуктора. В целях уменьшения габаритных размеров и массы редуктора у некоторых ТВД его расчет на прочность производится не на $N_{в\max}$, а на некоторое меньшее (расчетное) значение $N_{в\text{ расч}}$, определяемое потребностями самолета в полете на заданных режимах или чаще — условием обеспечения удовлетворительных взлетных качеств самолета.

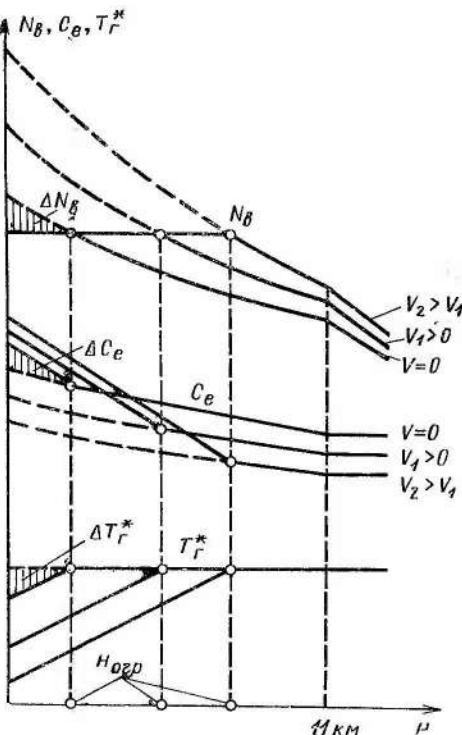


Рис. 20.13. Высотные характеристики ТВД с ограничением мощности при $n = n_{\max} = \text{const}$

Отличие от вертолетных ГТД состоит в том, что ТВД используются в широком диапазоне скоростей полета и нужно учитывать изменение с ростом V как $H_{огр}$, так и степени дросселирования двигателя. Как видно из рис. 20.13, чем выше V , тем больше $H_{огр}$ и тем большая степень дросселирования двигателя требуется при $H = \text{const}$ для обеспечения в области ограничения условия $N_{в} = N_{в\max} = \text{const}$. Это объясняется возрастанием располагаемой мощности двигателя, передаваемой на винт, с увеличением V .

Уменьшение мощности одновальных ТВД в области ограничения производится обычно снижением T_r^* при $n = \text{const}$, а не одновременным снижением n и T_r^* , как у вертолетных ГТД, что упрощает систему регулирования, незначительно ухудшая экономичность по сравнению с оптимальным дросселированием.

20. 4. ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА РАБОТУ ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД

Специфическими особенностями работы вертолетных ГТД являются неравномерность потока на входе в двигатель, забрасывание на вход в двигатель выхлопных газов, работа в условиях запыленного воздуха.

1. Равномерность потока воздуха на входе в вертолетные двигатели существенно нарушается при полете со значительными углами атаки и скольжения. Положительные углы атаки получаются на режимах снижения и планирования, а отрицательные — при наборе высоты, а также на режимах висения. Особенно неблагоприятным является режим планирования с боковым скольжением. Изменение углов атаки и скольжения по отношению к оси воздухозаборника в вертолетных ГТД может достигать $\pm 20\text{--}40^\circ$ и более. Работа воздухозаборника при косом обдуве со столь значительными углами скоса потока оказывается весьма неблагоприятной. Возникают значительная неравномерность воздушного потока и даже его срыв в воздухоподводящем канале, приводящие к ухудшению структуры потока на входе в компрессор, что вызывает снижение его запаса устойчивости.

Для ослабления влияния указанных факторов на работу двигателя воздухозаборники вертолетных ГТД специально отработывают и испытывают в условиях косоугольного обдува. Улучшение их характеристик достигается большой коллекторностью входных кромок и значительной конфузурностью внутреннего канала. Это оказывается возможным благодаря тому, что в воздухозаборниках этого типа сжатие воздуха от скоростного напора незначительно и осуществляется в основном до входа воздуха в воздухозаборник.

2. Забрасывание выхлопных газов на вход в двигатель также весьма характерно для вертолетных ГТД на режимах висения вблизи земли или на взлете при наличии ветра. Это объясняется возникновением возвратных течений воздуха, вызываемых несущим винтом, в результате которых происходит общее повышение температуры воздуха и значительная неравномерность температурного поля перед воздухозаборниками и, следовательно, на входе в двигатель.

Общий подогрев воздуха перед двигателем приводит к уменьшению его мощности, а неравномерность воздушного потока на входе в компрессор значительно снижает запас его устойчивости. Наличие бокового ветра определенного неблагоприятного направления может значительно повысить опасность возникновения неустойчивой работы компрессора.

Все эти факторы учитывают при выборе места расположения воздухозаборников и выпускных каналов двигателей, а также при расчете запасов устойчивости компрессоров вертолетных ГТД.

3. Попадание пыли в вертолетные ГТД при взлете, посадке, а также при длительной работе вблизи земли приводит к интенсивному износу отдельных деталей проточной части газозаборного

тракта двигателя и к быстрому ухудшению его данных — уменьшению мощности, снижению экономичности и даже выходу двигателя из строя.

В связи с указанными неблагоприятными последствиями воздействия запыленного воздуха на работу вертолетных ГТД важное значение приобретает разработка мероприятий защиты деталей от износа и двигателя от попадания пыли на вход в него.

Наиболее сильно подвержены износу лопатки осевого компрессора, что требует изготовления их из более стойких материалов и применения защитных покрытий.

Наиболее эффективным мероприятием защиты двигателя от попадания в него пыли является установка специальных фильтров или пылеотделяющих устройств. На наземных транспортных средствах, где используются относительно маломощные ГТД, уже давно нашли применение задерживающие пыль фильтры. Для вертолетных двигателей применение фильтров является менее благоприятным, так как они имеют большую массу, а также значительно снижают полное давление на входе в двигатель и приводят поэтому к заметному снижению мощности и увеличению удельного расхода топлива. Фильтры могут быстро засоряться, что приводит к недопустимому ухудшению характеристик двигателя.

В настоящее время на вертолетных ГТД начали применять инерционные самоочищающиеся пылеотделители, характеристики которых не ухудшаются в течение всего времени эксплуатации. В них воздух закручивается в спиральных завихрителях, под действием центробежных сил пылевые частицы отбрасываются к периферии и вместе с частью воздуха (около 10%) отсасываются специальным вентилятором, очищенный воздух поступает на вход в двигатель. Потери мощности двигателя при установке инерционных пылеотделителей не превышают 2—3%.

20.5. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

У вертолетных ГТД из условия надежной работы всей силовой установки, включая главный редуктор и трансмиссию, должны ограничиваться следующие параметры двигателя: мощность или крутящий момент на выходном валу, частота вращения свободной турбины, частота вращения турбокомпрессора и температура газов перед турбиной. Ограничение по развиваемой двигателем мощности (или по максимально допустимому крутящему моменту при условии $n_{т.с} = \text{const}$) является наиболее типичным для турбовальных и турбовинтовых двигателей. Основным ограничивающим фактором здесь является прочность редуктора и трансмиссии. Применяются прямые и косвенные методы ограничения мощности. Прямые методы основаны на измерении крутящего момента и при достижении $M_{кр \max}$ — передаче сигнала на уменьшение расхода топлива до тех пор, пока $M_{кр}$ и мощность двигателя не снизятся до допустимых значений. Косвенные методы основаны на задании определенного

закона изменения $n_{т.к}$, обычно в зависимости от p_H и t_H , при котором $N_e \approx \text{const}$. Характеристики на рис. 20.8 соответствуют именно такому методу ограничения $N_{e \max}$.

У самолетных ТВД может возникать на некоторых режимах полета значительная отрицательная тяга винта. Из теории воздушных винтов известно, что в зависимости от соотношения частоты вращения (окружной скорости вращения), скорости полета и угла установки лопастей винты могут иметь следующие характерные режимы (рис. 20.14):

пропеллерные, при которых винт, работая на углах атаки $\alpha > \alpha_0$, создает положительную тягу, а мощность на его вращение берется от двигателя;

режим нулевой тяги, при котором винт, работая на $\alpha = \alpha_0$ ($-2^\circ \dots -5^\circ$) и потребляя на вращение мощность от двигателя, не создает тяги — равнодействующая всех аэродинамических сил, действующих на лопасть, находится в плоскости вращения винта ($R = Q$);

режимы торможения, при которых винт, работая на углах атаки $\alpha < \alpha_0$ и потребляя мощность двигателя, создает отрицательную тягу;

режим авторотации, соответствующий $\alpha = \alpha'_0$, при котором винт не потребляет мощности двигателя ($N_v = 0$), а вращается за счет энергии набегающего потока, создавая отрицательную тягу;

режимы ветряка, при которых $\alpha < \alpha'_0$, а винт вращается за счет энергии набегающего потока, передает эту энергию на вращение ротора двигателя и создает отрицательную тягу.

Следует отметить, что угол атаки нулевой тяги α_0 практически не зависит от режимов работы двигателя и режимов полета, в то время как угол установки лопастей винта $\varphi_{в0}$, соответствующий нулевой тяге винта, изменяется в зависимости от частоты вращения и скорости полета. При увеличении скорости полета и уменьшении частоты вращения $\varphi_{в0}$ возрастает. У воздушных винтов при работе у земли на месте $\varphi_{в0} \approx -5^\circ$, а при скорости полета $V = 400 \text{ км/ч}$ он увеличивается приблизительно до $+20^\circ$. Требуемый диапазон углов установки лопастей на рабочих режимах у современных двигателей составляет примерно $40-50^\circ$, а с учетом наземных режимов реверса тяги — $70-80^\circ$.

Указанные особенности в работе воздушного винта следует учитывать при рассмотрении его работы совместно с двигателем на различных режимах полета. Это необходимо для того, чтобы исклю-

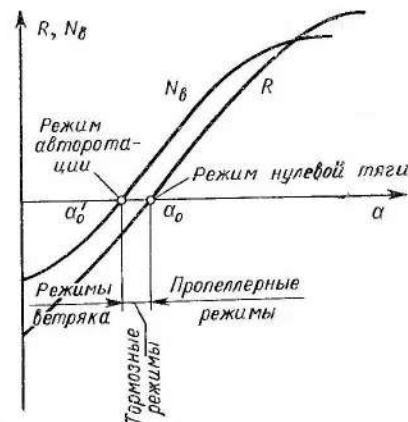


Рис. 20.14. Основные режимы работы воздушного винта

чить работу винта на режимах отрицательной тяги там, где это опасно и недопустимо, но использовать ее там, где она полезна и желательна (для торможения самолета при пробеге после посадки).

Рассмотрим некоторые случаи возникновения режимов работы винта с отрицательной тягой. При этом будем исходить из того, что в полете на рабочих режимах двигатель регулируется по программе $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ ($\varphi_v = \text{var}$), а на режимах малых мощностей — по программе $n = \text{var}$ ($\varphi_v = \varphi_{v \min}$). Сразу же отметим, что нежелательные режимы работы винта могут возникнуть только при отказах в системе автоматического регулирования, либо при появлении неисправностей в силовой установке или в ее системах.

1. Возможно появление отрицательной тяги при заходе на посадку и при посадке до касания колесами земли, когда эффективность воздушных рулей из-за сравнительно небольшой скорости невелика и отрицательная тяга может привести к потере управляемости. Причиной появления отрицательной тяги на указанных режимах полета являются большие отрицательные углы атаки ($\alpha < \alpha_0$), как следствие низких частот вращения винта и двигателя, работающего на малом газе при $\varphi_v = \varphi_{v \min}$, и сравнительно больших скоростей полета (200—250 км/ч).

2. Возможно появление отрицательной тяги на самолете с несколькими раздельно работающими двигателями на большой скорости полета при уменьшении по каким-либо причинам мощности одного из двигателей. В этом случае регулятор частоты вращения, стремясь сохранить $n = \text{const}$, при уменьшившейся мощности снижает φ_v . При этом может случиться, что угол установки лопастей станет меньше φ_{v0} и винт перейдет на режимы работы с отрицательной тягой, которая вызовет неуравновешенный момент.

3. При выходе из строя системы топливоподачи и регулятора частоты вращения одного из двигателей на самолете с несколькими раздельно работающими ТВД может произойти недопустимая раскрутка неисправного двигателя. Это происходит потому, что лопасти винта этого двигателя под действием центробежных сил устанавливаются на малые углы, а частота вращения винта увеличивается до $n > n_{\max}$.

4. При нормально работающих регуляторах частоты вращения и подачи топлива разъединение валов двигателя и турбокомпрессора приводит к недопустимой раскрутке ротора турбокомпрессора.

Подробное рассмотрение возможных случаев, при которых винт переходит на режимы работы с отрицательной тягой, не входит в курс теории двигателей. Примеры, рассмотренные выше, приведены для того, чтобы показать важность анализа совместных режимов работы воздушного винта и двигателя, регулируемого по определенной программе. Следует отметить, что в системе автоматического регулирования ТВД предусмотрены специальные меры защиты двигателя при возникновении ситуаций, аналогичных рассмотренным. Эти меры подробно рассматриваются в теории автоматического регулирования двигателей.

К особым случаям работы ТВД в полете относится также возникновение неустойчивой работы компрессора. В одновальных ТВД она может произойти при отказе в механизме управления шагом винта, когда винт при уменьшении частоты вращения имеет $\varphi_{v \max}$ и линия рабочих режимов протекает так, как показано на рис.

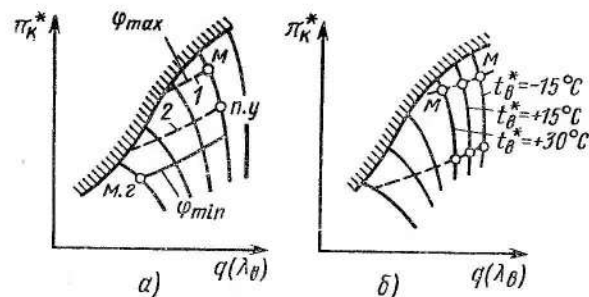


Рис. 20.15. Расположение рабочих линий на характеристике компрессора одновального ТВД:

а — при дроселировании двигателя; б — при изменении T_v

20.15, а (кривая 1), или в случае, когда при дроселировании двигателя винт остается неснятым с промежуточного упора $n.y$ (кривая 2). При максимальном режиме работы одновального ТВД наименьшие запасы устойчивости соответствуют высоким температурам воздуха T_v^* на входе в компрессор (рис. 20.15, б).

В двухвальных двигателях со свободной турбиной условия возникновения помпажа компрессора не отличаются от таковых для одновальных ТРД.

РАБОТА ГТД НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

В предыдущих главах рассматривались только установившиеся (равновесные) режимы работы ГТД, т. е. такие, на которых частоты вращения роторов, температура газов перед и за турбиной, расход топлива и другие параметры двигателя не изменяются во времени (или изменяются столь медленно, что это не сказывается на условиях совместной работы элементов двигателя). В условиях эксплуатации большое значение имеют также неустановившиеся (переходные) режимы работы двигателя, характеризующиеся сравнительно быстрым изменением во времени тех или иных параметров рабочего процесса. К ним относятся запуск, разгон двигателя (увеличение частоты вращения), сброс частоты вращения, включение и выключение форсажа и др.

Изменение режима работы двигателя летчик осуществляет обычно более или менее быстрым перемещением РУД, а на вертолетах — рычага управления двигателем и общим шагом несущего винта. Способность двигателя быстро увеличивать тягу (мощность) при перемещении РУД называется *приемистостью*. Количественной ее характеристикой является *время приемистости*, под которым понимается время, необходимое для увеличения тяги (мощности) от исходного пониженного ее значения (например, от малого газа) до значения, равного 95% максимального.

У двигателей с форсажными камерами важной характеристикой является также время приемистости при переходе от бесфорсажных режимов к режиму полного форсажа.

Хорошая приемистость двигателя важна для повышения безопасности полетов при выполнении посадки (так как увеличивает возможность исправления ошибок летчика и ухода на второй круг) и, кроме того, положительно влияет на разгонные и маневренные характеристики самолета.

Важной эксплуатационной характеристикой авиационного ГТД является также быстрота и надежность запуска его как на земле, так и в воздухе.

Эти переходные процессы рассмотрены в данной главе.

21.1. УСЛОВИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД В ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССАХ

Уравнения расхода и сохранения энергии, обобщенное уравнение Бернулли и уравнения Эйлера, записанные для установившегося движения газа и использованные выше при анализе условий совместной работы элементов двигателя на установившихся режимах, строго говоря неприменимы к переходным процессам, протекающим в двигателе при запуске или изменении тяги (мощности), и должны быть заменены уравнениями, учитывающими изменение во времени массы, энергии и количества движения газа, заключенного между контрольными сечениями (см. гл. 1). Кроме того, характеристики основных элементов двигателя на переходных режимах могут отличаться от полученных в стационарных условиях не только из-за этой газодинамической нестационарности, но также вследствие изменения их размеров, радиальных зазоров и условий теплообмена, вызванных различной степенью прогрева деталей на установившихся и переходных режимах. Наконец, дополнительное влияние на характеристики элементов ГТД может оказать запаздывание в работе регулируемых элементов компрессора, сопла и т.д.

Однако время, в течение которого происходит переход, например от режима малого газа к максимальному режиму, составляет несколько секунд, тогда как время, в течение которого конкретная частица воздуха успевает пройти через весь тракт двигателя, имеет порядок сотых долей секунды. Механизмы управления поворотными лопатками, клапанами перепуска и т. д. в современных двигателях имеют также достаточно большое быстродействие по сравнению с темпом изменения частоты вращения в переходных процессах, а влияние степени прогрева деталей двигателя во многих случаях не очень существенно. Эти обстоятельства дают основание предполагать, что влияние нестационарности газовых течений в перечисленных процессах невелико и что поэтому их анализ может проводиться с использованием тех же основных уравнений движения газа и тех же характеристик элементов двигателя, которые используются на установившихся режимах работы ГТД. Эта гипотеза, получившая название гипотезы квазистационарности, удовлетворительно подтверждается данными экспериментов и позволяет следующим образом сформулировать условия совместной работы элементов ГТД в переходных процессах.

1. Уравнение расхода в его обычном виде и все следствия его, полученные выше при анализе установившихся режимов работы ГТД и их элементов, остаются справедливыми и на переходных режимах (если пренебречь емкостью элементов газоздушного тракта). В частности, на режимах выше малого газа, когда можно считать $q(\lambda_{с.а}) = \text{const}$, для одноконтурного ГТД справедливо уравнение (14.18):

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_v)} = \text{const} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_v^*}}$$

или для внутреннего контура ГТД любой схемы:

$$\frac{\pi_{k\pi}^*}{q(\lambda_n)_I} = \text{const} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_n^*}}.$$

2. Для любого элемента двигателя в каждый момент времени справедливо уравнение сохранения энергии для установившегося движения (если пренебречь инерцией массы воздуха и газа в тракте двигателя и его тепловой емкостью). В частности, для камеры сгорания согласно (11.11)

$$T_r^* = T_k^* + g_r \frac{\eta_r H_u}{c_{II}}$$

или

$$\frac{T_r^*}{T_n^*} = \frac{T_k^*}{T_n^*} + g_r \frac{\eta_r H_u}{c_{II} T_n^*}. \quad (21.1)$$

При этом по-прежнему

$$\frac{T_k^*}{T_n^*} = 1 + \frac{e_k^* - 1}{\eta_k^*}.$$

3. При анализе баланса мощностей для турбины и компрессора на переходных режимах необходимо учитывать изменение во времени кинетической энергии вращающихся масс ротора.

Если I_z — приведенный момент инерции ротора относительно оси вращения и $\omega = \pi n / 30$ — угловая скорость его вращения, то кинетическая энергия ротора равна

$$E = I_z \frac{\omega^2}{2}. \quad (21.2)$$

Тогда для каждого ротора ГТД в общем случае можно записать следующий баланс мощностей на переходных режимах:

$$N_r - N_k - N_e - N_{тр} + N_{ст} = \frac{dE}{dt} = I_z \omega \frac{d\omega}{dt}, \quad (21.3)$$

где N_r , N_k , $N_{ст}$ — мощность турбины, компрессора и стартера; $N_{тр}$ — затраты мощности на преодоление механических потерь и привод агрегатов; N_e — мощность, отдаваемая ротором во вне (например, на вал воздушного винта).

Выразив здесь ω через n , получим

$$N_r - N_k - N_e - N_{тр} + N_{ст} = \frac{\pi^2}{900} I_z n \frac{dn}{dt}. \quad (21.4)$$

Уравнения (14.18), (21.1) и (21.4) являются основными уравнениями переходных режимов работы ГТД.

В теории автоматического регулирования ГТД уравнение баланса мощностей (21.4) заменяют обычно уравнением баланса моментов

$$M_r + M_{ст} - M_k - M_e - M_{тр} = \frac{\pi}{30} I_z \frac{dn}{dt}. \quad (21.5)$$

Момент на валу компрессора или турбины может быть вычислен для каждого заданного режима их работы из условия

$$N_k = L_k G_v = M_k \omega,$$

откуда

$$M_k = \frac{30}{\pi} \frac{L_k G_v}{n}. \quad (21.6)$$

Аналогично

$$M_r = \frac{30}{\pi} \frac{L_r G_r}{n}. \quad (21.7)$$

Заметим, что на подобных режимах работы компрессора или турбины конкретного ГТД все силы давления и, следовательно, моменты M_k и M_r пропорциональны давлению на входе.

Помимо переходных режимов, вызванных теми или иными управляющими воздействиями на двигатель, неустановившиеся режимы работы его могут возникать также при сильных внешних возмущениях (например, при неустойчивой работе воздухозаборника, при внезапном попадании на вход в двигатель горячих газов и т. д.) или при помпажных срывах в компрессоре. В этих случаях скорость изменения многих параметров рабочего процесса может стать настолько большой, что гипотеза квазистационарности оказывается уже неприемлемой и необходимо переходить к использованию уравнений неустановившегося движения газа.

21.2. РАЗГОН И СБРОС ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ТРД

На режимах разгона и сброса частоты вращения ТРД $N_e = 0$, $N_{ст} = 0$, а значение $N_{тр}$ учитывается обычно механическим КПД η_m . Тогда уравнение динамики ротора для одновального ТРД приобретает вид

$$N_r - \frac{N_k}{\eta_m} = \frac{\pi^2}{900} I_z n \frac{dn}{dt} \quad (21.8)$$

или

$$M_r - \frac{M_k}{\eta_m} = \frac{\pi}{30} I_z \frac{dn}{dt}. \quad (21.9)$$

Таким образом, ускорение ротора ТРД пропорционально (при данном значении n) избыточной мощности или избыточному моменту турбины.

Время перехода от частоты вращения n_1 к частоте вращения n_2 в процессе разгона соответственно равно

$$t_{\text{раз}} = \frac{30}{\pi} I_z \int_{n_1}^{n_2} \frac{dn}{\Delta M_T} = \frac{900}{\pi^2} I_z \int_{n_1}^{n_2} \frac{n}{\Delta N_T} dn, \quad (21.10)$$

где $\Delta M_T = M_T - M_K/\eta_m$ и $\Delta N_T = N_T - N_K/\eta_m$ — избыточный момент и избыточная мощность турбины.

Мощность турбины пропорциональна работе на валу турбины, которая, как известно, равна

$$L_T = \frac{k}{k-1} R T_r^* (1 - 1/e_r^*) \eta_r^*. \quad (21.11)$$

Поэтому для получения избыточной работы (и мощности) турбины необходимо увеличить либо температуру T_r^* , либо η_r^* . В существующих ТРД используется в основном первый способ, т. е. увеличение T_r^* благодаря подаче избыточного количества топлива в камеру сгорания.

Если при данных частоте вращения и условиях на входе в двигатель секундный расход топлива на установившемся режиме равен $G_{T,y}$, а в процессе разгона при той же частоте вращения в двигатель подается топливо в количестве $G_{T,p} = G_{T,y} + \Delta G_T$, то в первом приближении связь между избытком топлива ΔG_T и ускорением ротора ТРД при $\pi_T^* = \text{const}$ может быть установлена исходя из следующих соображений.

Мощность на валу турбины с учетом (21.11) равна

$$N_T = G_T c_{pT} T_r^* (1 - 1/e_r^*) \eta_r^*, \quad (21.12)$$

т. е. пропорциональна теплосодержанию газа $G_T c_{pT} T_r^*$, поступающего в единицу времени на вход в турбину. Примем значения π_T^* и η_r^* на установившихся режимах и режимах разгона (при одном и том же значении $n_{\text{пр}}$) одинаковыми. Тогда, если в камеру сгорания подается избыток топлива ΔG_T , то в результате его сгорания теплосодержание газа, поступающего ежесекундно в турбину, увеличивается на $\Delta G_T \eta_r H_u$ (Дж/с), что согласно (21.12) приведет к увеличению мощности турбины, равному

$$\Delta N_T = \Delta G_T \eta_r H_u (1 - 1/e_r^*) \eta_r^*.$$

Если при этом пренебречь также изменением N_K по сравнению с установившимися режимами, то согласно (21.8) будем иметь

$$\frac{dn}{dt} \approx \frac{900}{\pi^2} \frac{\eta_r H_u}{I_{zn}} (1 - 1/e_r^*) \eta_r^* \Delta G_T. \quad (21.13)$$

Таким образом, ускорение ротора при данной n пропорционально ΔG_T и для получения хорошей приемистости (т. е. быстрого увеличения частоты вращения) достаточно обеспечить подачу в камеру сгорания больших избытков топлива. Однако на практике регулирование избытков топлива в процессе разгона приходится производить с учетом следующих ограничений.

Ограничение по условиям прочности турбины. На установившихся режимах максимально допустимое значение температуры газа перед турбиной $T_{r\text{max}}^*$ достигается при максимальной частоте вращения. В процессе разгона, учитывая его кратковременность и пониженные напряжения в лопатках при $n < n_{\text{max}}$, можно допустить заброс температуры T_r^* сверх $T_{r\text{max}}^*$, однако он не должен существенно превышать $40-70^\circ \text{C}$.

На рис. 21.1 представлено типичное изменение температуры газов перед турбиной и расхода топлива по частоте вращения. Как видно, на установившихся режимах температура T_r^* при $n < n_{\text{max}}$ значительно меньше, чем $T_{r\text{max}}^*$, и, следовательно, имеется возможность ее увеличения. Если нет других ограничений, то подача топлива на режимах разгона при повышении T_r^* до $T_{r\text{max}}^*$ может быть увеличена в 1,5—2,5 раза.

Ограничение по устойчивости компрессора. Увеличение температуры T_r^* в процессе разгона вследствие эффекта теплового дросселирования ведет к увеличению $\pi_K^*/q(\lambda_K)$ [см. (14.18)], т. е. к уменьшению запаса устойчивости компрессора. Поэтому, если установившимся режимам работы двигателя на характеристике компрессора (рис. 21.2, а) соответствует рабочая кривая 1, то изменение параметров компрессора в процессе разгона описывается кривой 2. При чрезмерном увеличении подачи топлива процесс разгона может закончиться нарушением устойчивой работы компрессора (кривая 4). Для гарантирования устойчивой работы компрессора в процессе разгона подача топлива должна регулироваться так, чтобы запас устойчивости компрессора на всех этапах этого процесса был не ниже некоторого заранее назначенного значения (обычно не менее 5—7%).

Ограничение по устойчивости процесса горения. Увеличение подачи топлива в процессе разгона сопровождается соответствующим уменьшением коэффициента избытка воздуха α . На рис. 21.2, б показано примерное расположение границ области устойчивого горения (α_{max} , α_{min}) и рабочей кривой 1 для установившихся режимов. Как видно, при разгоне (кривая 2) режимы

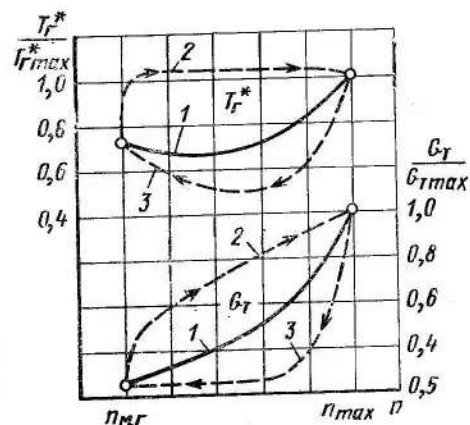


Рис. 21.1. Изменение температуры газов перед турбиной и расхода топлива в ТРД (пример):

1 — на установившихся режимах; 2 — на режимах разгона; 3 — при сбросе частоты вращения

работы камеры сгорания приближаются к границе богатого срыва, и при чрезмерных избытках топлива возможно погасание камеры (кривая 4). Практически ограничение по устойчивости сгорания в процессе разгона наступает только в условиях полета с минимальными скоростями на больших высотах. На малых и средних высотах раньше наступает ограничение по устойчивости компрессора или по прочности турбины.

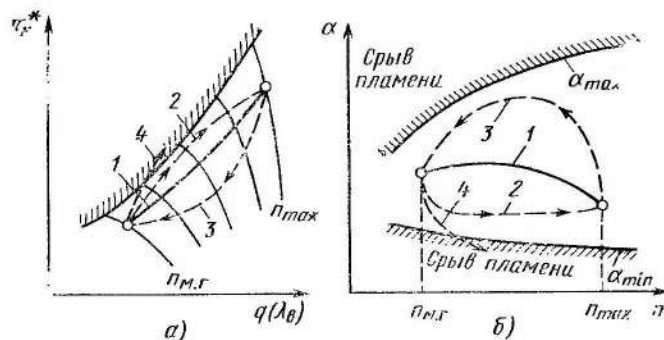


Рис. 21.2. Режимы работы компрессора (а) и камеры сгорания (б) в одновальном ТРД:

1—установившиеся режимы; 2, 4—разгон; 3—сброс частоты вращения

Если при каждом значении частоты вращения подача топлива (температура газов) поддерживается на максимальном уровне, допуская указанные ограничения, то ускорение ротора при каждом значении n будет максимальным, а время разгона — минимальным. Такой разгон называется *оптимальным*. Примерный характер изменения температуры газов и подачи топлива в процессе оптимального разгона показан на рис. 21.3.

Если двигатель имеет регулируемые элементы (например, изменяемую площадь критического сечения сопла, поворотные лопатки в компрессоре), то для улучшения приемистости могут дополнительно использоваться раскрытие сопла (для увеличения π_T^* в процессе разгона), изменение программы поворота лопаток (по сравнению с установившимися режимами) и т. д.

Обычно при малых и средних значениях n возможные избытки топлива ограничены запасом устойчивости компрессора, а на больших n — температурой $T_{г\max}^*$. Вместе с малыми абсолютными значениями мощности турбины на пониженных n (из-за малых G_v и π_T^*) это приводит к тому, что изменение частоты вращения и тяги двигателя в процессе приемистости имеет характер, изображенный на рис. 21.4. Частота вращения и в особенности тяга двигателя нарастают сравнительно медленно вначале и существенно быстрее в конце процесса разгона.

Это благоприятно сказывается на времени приемистости двигателя в условиях полета, где даже при пониженных режимах часто-

та вращения ротора двигателя обычно намного превышает значение n на режиме земного малого газа. Но, с другой стороны, с увеличением высоты полета расход воздуха через двигатель падает. Поэтому необходимое для осуществления оптимального разгона значение $T_{г\max}^*$ достигается при меньшем расходе топлива. Кроме того, на больших высотах допустимое значение $T_{г\max}^*$ может оказаться меньшим вследствие снижения запаса устойчивости компрессора при малых числах Re . Эти факторы отрицательно сказываются на темпе приемистости двигателя.

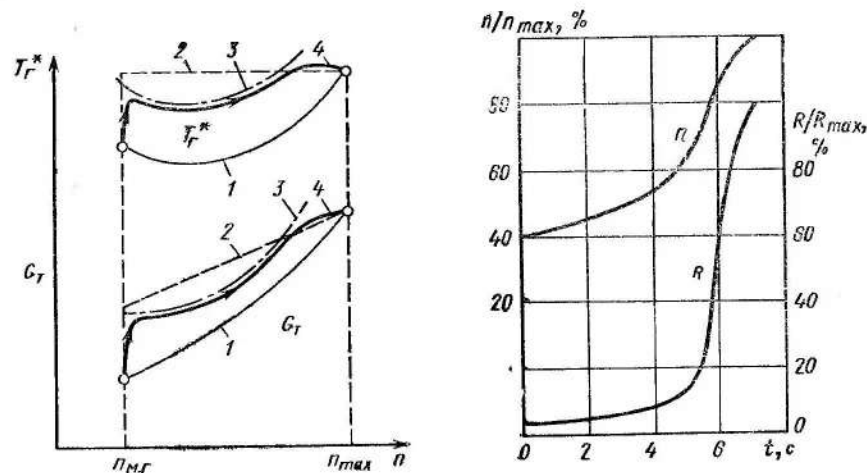


Рис. 21.3. Изменение температуры газов и подачи топлива по частоте вращения в процессе оптимального разгона ТРД:

1—установившиеся режимы; 2— $T_{г\max}^*$; 3— $\Delta K_{y\min}$; 4—оптимальный разгон

Рис. 21.4. Типичное изменение частоты вращения и тяги по времени в процессе разгона ТРД с нерегулируемым осевым компрессором

Сброс частоты вращения ТРД осуществляется путем уменьшения подачи топлива до значений, лежащих ниже подачи его на установившихся режимах. При этом вследствие снижения $T_{г\max}^*$ мощность турбины становится меньше мощности, потребляемой компрессором, и ротор двигателя получает отрицательное ускорение (см. рис. 21.1 и 21.2, кривые 3). Как видно, основным фактором, ограничивающим допустимое снижение подачи топлива при сбросе частоты вращения, является предел устойчивой работы камеры сгорания на бедных смесях. При этом важно подчеркнуть, что срыв пламени в камере сгорания на этих режимах может быть связан не только с чрезмерным обеднением смеси, но и с резким ухудшением качества распыла топлива, вызванным сильным снижением перепада давлений на форсунках при малых его расходах. Поэтому обычно в системе регулирования двигателя предусматривается ограничение (снизу) минимального расхода топлива через форсунки. Ограниче-

ния по запасу устойчивости компрессора при сбросе частоты вращения в одновальном ТРД в принципе отсутствуют. Однако необходимо иметь в виду, что при наличии в компрессоре регулируемых элементов (лент перепуска, поворотных лопаток и т. д.) скорость перекладки их по мере падения $n_{кр}$ должна быть достаточно большой. В противном случае необходимо соответственно ограничивать темп снижения расхода топлива.

21.3. ВКЛЮЧЕНИЕ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ФОРСАЖА

Включение форсажа в ТРДФ производится обычно при работе двигателя с частотой вращения, равной максимальной или близкой к ней. В гл. 13 было показано, что для сохранения неизменного режима работы турбокомпрессорной части двигателя при включении форсажа необходимо согласовать повышение температуры газов в форсажной камере с увеличением площади критического сечения (раскрытием створок) сопла.

Однако на практике строгое согласование изменения этих двух величин во времени в процессе включения форсажа оказывается не всегда возможным. Опережение роста $T_{г*}$ по сравнению с увеличением $F_{кр}$ нежелательно, так как приводит к падению перепада давлений на турбине и вследствие этого к увеличению $T_{г*}$ сверх $T_{г*max}$ и к снижению запаса устойчивости компрессора. Поэтому обычно в системе управления работой форсажной камеры предусматривается опережение раскрытия створок критического сечения сопла по отношению к подаче и воспламенению топлива в форсажной камере. При выключении форсажной камеры, наоборот, прекращение подачи топлива должно опережать закрытие створок сопла.

В результате включение и выключение форсажа сопровождается временным нарушением исходного режима работы турбокомпрессора.

На рис. 21.5 показано изменение во времени давления топлива перед коллектором форсажной камеры $p_{топ.ф}$ и площади критического сечения сопла $F_{кр}$, а также значений p_t , $T_{г*}$ и n при включении форсажа в одном из ТРДФ. В момент времени, отмеченный на осциллограмме линией А—А, по сигналу системы управления работой форсажной камеры начинают раскрываться створки критического сечения выходного сопла. Одновременно может быть включена система воспламенения пускового топлива в форкамере, т. е. создан пусковой факел пламени. Но повышение температуры от пускового факела в форсажной камере в целом невелико, поэтому увеличение $F_{кр}$ приводит к падению давления за турбиной p_t , вследствие чего растут π_t и n двигателя. Регулятор частоты вращения парирует увеличение n снижением подачи топлива в основную камеру сгорания, т. е. снижением $T_{г*}$. Снижение p_t приводит к снижению («провалу») тяги двигателя.

В момент В начинается подача топлива в топливные коллекторы форсажной камеры, и через некоторое время, необходимое для переброски пламени от пускового факела ко всем стабилизаторам,

в момент В происходит воспламенение топлива во всей форсажной камере. Это приводит к резкому увеличению p_t и в результате — к «провалу» частоты вращения. Восстановление заданного значения n происходит благодаря увеличению регулятором подачи топлива в основную камеру сгорания, что сопровождается кратковременным забросом температуры газов и снижением запаса устойчивости компрессора (как при разгоне двигателя). С восстановлением частоты вращения двигатель выходит на установившийся форсажный режим.

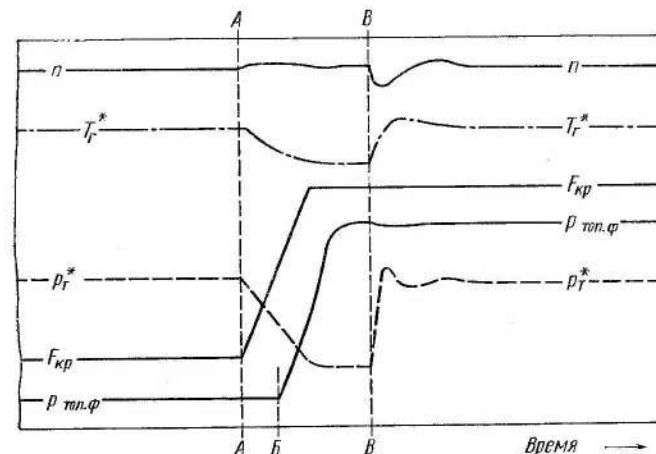


Рис. 21.5. Осциллограмма процесса включения форсажа (пример)

Таким образом, процесс включения форсажа сопровождается колебаниями частоты вращения и температуры газов, кратковременным снижением запаса газодинамической устойчивости и «провалом» тяги.

Процесс выключения форсажа при запаздывании закрытия створок критического сечения сопла по сравнению с прекращением подачи топлива приводит к аналогичным явлениям, т. е. также сопровождается «провалом» тяги, колебаниями n и т. д.

Если включение или выключение форсажа производится в таких условиях полета, когда при соответствующем им значении $n_{кр}$ запас устойчивости компрессора невелик, то описанные нестационарные процессы могут быть причиной нарушения устойчивой работы компрессора. Для уменьшения этих нежелательных явлений и сокращения общего времени выхода на форсажный режим необходимо стремиться к минимальному рассогласованию во времени изменения $F_{кр}$ и температуры $T_{г*}$, что требует, однако, повышенной точности в работе системы автоматического регулирования форсажной камеры.

В процессе запуска двигателя на земле частота вращения ротора увеличивается от нуля до частоты вращения на режиме земного малого газа. Уравнение динамики ротора в этом процессе выражается формулой (21.5). Объединив здесь M_k и $M_{тр}$ в момент сопротивления вращению ротора M_c и учитывая, что для ТРД $M_e=0$, получим

$$\frac{dn}{dt} = \frac{30}{\pi} \frac{1}{I_z} (M_r - M_c + M_{ст}). \quad (21.14)$$

Затраты мощности на механическое трение и привод агрегатов на пусковых режимах играют несколько большую роль, чем на рабочих режимах, но и здесь они не превышают 3—5% мощности компрессора. Поэтому M_c мало отличается от момента вращения ротора компрессора M_k .

На рис. 21.6 показано изменение по частоте вращения момента сопротивления M_c и крутящих моментов, поступающих на вал ротора от турбины M_r и стартера $M_{ст}$. Значения M_r даны здесь при условии, что температура газов перед турбиной при всех n поддерживается равной $T_{г\max}^*$.

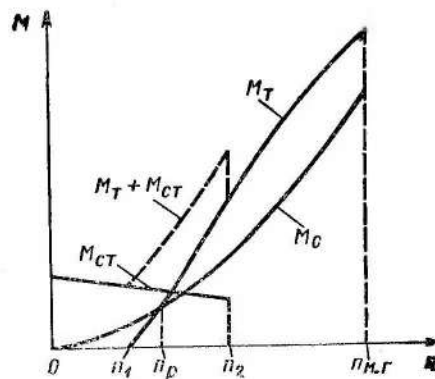


Рис. 21.6. Изменение момента сопротивления вращению M_c и крутящих моментов турбины и стартера в процессе запуска ТРД

некоторого значения n_1 (равного примерно 10—15% от максимального), турбина вообще практически не дает полезной мощности из-за слишком низких перепадов давлений и КПД ее. Момент на валу стартера обычно несколько уменьшается с ростом n .

Как видно, только при n , превышающей некоторую частоту вращения n_p (называемую равновесной), при максимальном значении $T_{г\max}^*$ момент на валу турбины становится больше момента сопротивления M_c и, следовательно, возможен самостоятельный разгон ротора двигателя. Раскрутка двигателя при $n < n_p$ возможна только с помощью стартера. Поэтому запуск двигателя на земле состоит обычно из следующих трех этапов (см. рис. 21.6).

Первый этап — раскрутка ротора двигателя стартером при отсутствии подачи топлива в камеру сгорания до частоты вращения, близкой к n_1 .

Второй этап — воспламенение топлива в камере сгорания и раскрутка ротора совместно стартером и турбиной до частоты вращения $n_2 > n_p$.

Третий этап — отключение стартера и самостоятельная раскрутка ротора за счет избыточного момента турбины от частоты вращения n_2 до частоты вращения на режиме малого газа.

Выполнение такой программы запуска осуществляется соответствующими автоматическими устройствами, обеспечивающими переход от одного этапа запуска к другому либо по сигналу датчика частоты вращения, либо по времени.

Минимально необходимая мощность стартера равна мощности, потребной для прокрутки двигателя в конце первого этапа (при $n=n_1$).

Для обеспечения надежного и быстрого запуска практически мощность (и соответственно крутящий момент) стартера выбирается больше минимальной, с таким расчетом, чтобы стартер без помощи турбины («холодная» прокрутка) мог раскрутить двигатель до $n = (1,3 \dots 1,6)n_1$. Частота вращения при отключении стартера n_2 значительно превышает n_p и достигает 70—80% $n_{н.г}$.

На рис. 21.7 показано изменение режима работы компрессора в процессе запуска ТРД. При «холодной» прокрутке двигателя стартером температура перед турбиной практически равна атмосферной и режим работы компрессора изменяется по линии 1. При воспламенении топлива в начале второго этапа запуска $T_{г\max}^*$ резко растет и рабочая точка на характеристике компрессора смещается в сторону границы устойчивой работы. Затем на втором и третьем этапах $T_{г\max}^*$ поддерживается на максимально возможном уровне (линии 3, 4). В конце третьего этапа температура снижается до ее значения на режиме малого газа (точка 5).

Как видно, температура $T_{г\max}^*$ и соответственно подача топлива на втором и третьем этапах запуска ограничиваются прочностью тур-

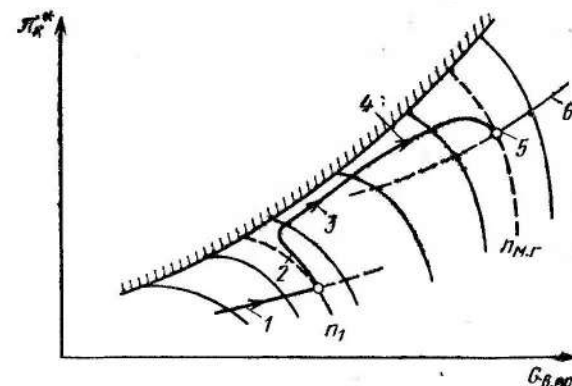


Рис. 21.7. Режимы работы компрессора ТРД в процессе запуска:

1 — «холодная» прокрутка; 2 — воспламенение топлива; 3 — $T_{г\max}^*$ ограничена устойчивостью компрессора; 4 — $T_{г\max}^*$ — ограничена прочностью турбины; 5 — малый газ; 6 — установившиеся режимы

бины и запасом устойчивости компрессора. Так как напряжения в лопатках турбины на этих режимах в десятки раз меньше, чем при $n_{\max}$, при запуске обычно допустим (кратковременно) значительный «заброс» температуры сверх $T_{r\max}^*$. Но запасы устойчивости компрессора, в особенности в начале второго этапа, могут существенно ограничить допустимые значения T_r^* . Их превышение может привести к срыву потока в компрессоре, результатом которого является так называемое «горячее зависание» частоты вращения, когда она в процессе запуска перестает расти, несмотря на рост T_r^* . С другой стороны, недостаточная подача топлива в камеру сгорания в процессе запуска приводит к резкому уменьшению избыточного момента турбины и в результате — к очень вялому разгону двигателя на втором и третьем этапах или даже к «холодному зависанию» частоты вращения, т. е. к прекращению разгона. Поэтому топливная аппаратура должна обеспечить точную дозировку подачи топлива в процессе запуска. Эта дозировка должна, кроме того, корректироваться при изменении атмосферных условий. Так, например, при запуске в жаркую погоду сохранение такой же подачи топлива как и при нормальных атмосферных условиях, приводит к росту T_r^* и в результате может привести к «горячему» зависанию. При запуске в холодную погоду, наоборот, необходимо увеличение подачи топлива во избежание «холодного» зависания.

Основные особенности запуска ТРД в полете связаны с тем, что:

двигатель в полете при отсутствии подачи топлива в камеру сгорания вращается (авторотирует) под действием встречного потока воздуха;

пониженные значения давления и температуры воздуха в камере сгорания (на высоте) затрудняют обеспечение надежного воспламенения топлива.

На малых скоростях полета приведенная частота вращения при авторотации почти пропорциональна скорости, а при больших скоростях, при $M_H \geq 1,2 \dots 1,3$ (когда перепад в сопле становится близким к критическому), она не зависит от скорости полета и достигает 50—60% максимальной. Скоростной напор существенно увеличивает перепад на турбине при пониженных n и приводит к заметному снижению равновесной частоты вращения n_r . Частота вращения при авторотации обычно немного превышает n_r , поэтому надобность в раскрутке двигателя стартером отпадает и процесс запуска в воздухе сводится к воспламенению топлива в камере и к самостоятельной раскрутке двигателя турбиной до частоты вращения малого газа.

Однако для обеспечения успешного запуска в воздухе необходимы:

надежное воспламенение топлива в камере сгорания (см. гл. 11);

правильная дозировка подачи топлива в камеру до выхода на малый газ, с тем чтобы, с одной стороны, обеспечить достаточную избыточную мощность турбины и, с другой стороны, не допустить

чрезмерного заброса T_r^* , который может вызвать перегрев лопаток турбины или срыв в компрессоре.

Оба эти условия тем легче выполнить, чем выше давление в камере и соответственно расход воздуха. Поэтому надежный запуск двигателя в полете с режима авторотации возможен лишь до определенной (для каждого двигателя) высоты полета и в сравнительно узком диапазоне скоростей полета, ограниченном снизу недостатком большой частотой вращения при авторотации и сверху — ухудшением условий воспламенения основного топлива из-за повышенной скорости воздуха на входе в камеру сгорания и трудностью обеспечения точной дозировки подачи топлива при запуске в широком диапазоне условий полета.

В случае самопроизвольного выключения двигателя в полете или кратковременного принудительного выключения его, например для ликвидации срыва в компрессоре, существенное увеличение высоты надежного запуска ТРД можно получить, если не дожидаться выхода его на режим авторотации, а включить зажигание и подать необходимое количество топлива в камеру сгорания при еще не успевшей значительно снизиться частоте вращения (встречный запуск).

21.5. ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД И ДТРД

В двухвальном ТРД, как известно, соотношение частот вращения роторов высокого и низкого давления, характеризующее скольжение роторов S , монотонно увеличивается по мере уменьшения приведенной частоты вращения. Изменение S вызывается газодинамическими связями между обоими роторами (изменением углов атаки в каскадах компрессора и характером распределения перепадов давления между ступенями турбины). Эти газодинамические связи продолжают действовать и на переходных режимах, благодаря чему изменение, например, скольжения роторов по $n_{пр.н}$ при разгоне или сбросе частоты вращения оказывается почти таким же, как и на установившихся режимах (рис. 21.8). Но все же в зависимости от соотношения моментов инерции роторов и некоторых других факторов скольжение S на режимах разгона и сброса частоты вращения может несколько отличаться от скольжения на установившихся режимах. Это определяет следующие

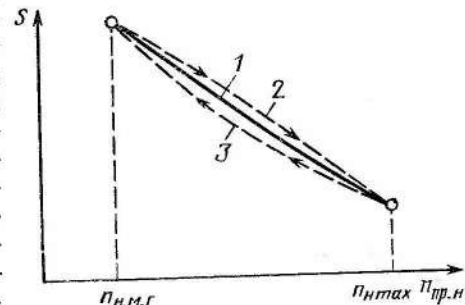


Рис. 21.8. Типичное изменение скольжения роторов двухвального ТРД по $n_{пр.н}$: 1—установившиеся режимы; 2—разгон; 3—сброс частоты вращения

особенности протекания переходных режимов в двухвальных ТРД:

1. Условия совместной работы элементов турбокомпрессора высокого давления на переходных режимах (так же, как и на установившихся режимах) полностью аналогичны этим условиям для турбокомпрессора одновального ТРД. В частности:

кривая разгона 2 на характеристике КВД (рис. 21.9, б) располагается слева от линии установившихся режимов, а кривая сброса частоты вращения 3 — справа от нее, причем отклонение точек кривых 2 и 3 от точек кривой 1 в первом приближении пропорционально избыткам (или недостаткам) топлива;

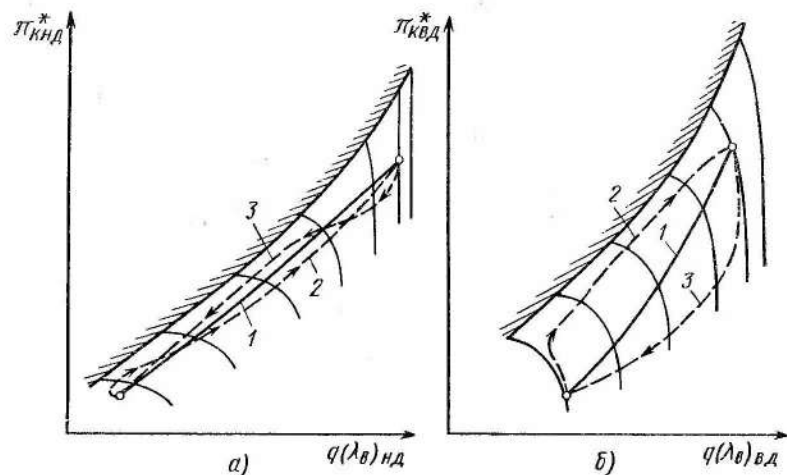


Рис. 21.9. Режимы работы каскадов низкого давления (а) и высокого давления (б) компрессора двухвального ТРД:

1—установившиеся режимы; 2—разгон; 3—сброс частоты вращения

ускорение ротора высокого давления пропорционально избытку топлива;

формулы (21.8)—(21.10) применимы к каждому ротору в отдельности, а формулы (14.18) и (21.1) остаются справедливыми, если в них индекс «в» заменить индексом «ВВД», соответствующим сечению между каскадами компрессора.

При этом следует отметить, что в связи со сравнительно невысокими значениями $\pi_{\text{КВД}}^*$ ограничения подачи топлива по условиям устойчивости КВД значительно менее существенны, чем в одновальных ТРД. Это позволяет вести разгон с большими избытками топлива и обеспечить тем самым хорошую приемистость двигателя.

2. Если бы скольжение роторов на переходных режимах было бы точно таким же, как и на установившихся режимах, то смещение рабочих точек на характеристике КНД при разгоне и сбросе оборотов было бы таким, как у первых ступеней компрессора одно-

вального двигателя. На режимах разгона рабочие точки первых ступеней смещались бы в сторону границы устойчивости, хотя в меньшей степени, чем у последних ступеней.

Но в двухвальных ТРД обычно ротор высокого давления (РВД) имеет частоту вращения на режиме малого газа значительно более близкую к максимальной, чем ротор низкого давления (РНД), и обычно меньший момент инерции, поэтому на переходных режимах скольжение часто изменяется так, как показано на рис. 21.8.

В результате на режимах разгона из-за увеличения S (увеличения $n_{\text{в.пр}}$) значение $q(\lambda)$ на входе в КВД и соответственно на выходе из КНД оказывается больше, чем на установившихся режимах, т. е. рабочие точки на характеристике КНД сместятся вправо, как показано на рис. 21.9, а. При сбросе частоты вращения, наоборот, в случае более быстрого падения частоты вращения КВД он оказывает дросселирующее воздействие на поток в КНД, в результате чего режим работы КНД смещается в сторону границы устойчивости. Таким образом, в двухвальном ТРД темп уменьшения подачи топлива при сбросе частоты вращения может оказаться ограниченным не только устойчивостью горения, но и возможностью срыва потока в КНД.

3. При запуске двухвального ТРД на земле обычно стартер раскручивает только ротор высокого давления. Это позволяет существенно снизить требуемую мощность стартера, так как момент инерции РВД обычно составляет менее половины суммарного момента инерции обоих роторов. Однако при этом скольжение роторов на пусковых режимах (в особенности на первом и втором этапах запуска) существенно возрастает, так как при малых частотах вращения газодинамические силы, связывающие оба ротора, невелики, поэтому рост частоты вращения РНД значительно отстает от роста частоты вращения РВД. В результате КНД оказывает сильное дросселирующее воздействие на поток воздуха через компрессор высокого давления, что может быть причиной срыва потока в КВД даже при незначительном повышении температуры газа в камере сгорания. Для увеличения запаса устойчивости КВД в некоторых двигателях применяется перепуск воздуха за компрессором в атмосферу на запуске.

4. Процессы включения и выключения форсажа в двухвальных ТРДФ протекают в общем так же, как и в одновальных двигателях, т. е. сопровождаются колебаниями давления за турбиной и частот вращения роторов, забросами T_t^* и «провалами» тяги двигателя. Однако следует подчеркнуть, что всякое изменение общего перепада давлений в многоступенчатой турбине, как известно, сказывается в основном на перепаде давлений в последней ее ступени. Поэтому относительное изменение крутящего момента на валу турбины низкого давления и соответственно колебания частоты вращения РНД, вызванные изменениями π_t^* в процессе включения и выключения форсажа, оказываются при прочих равных условиях более резкими, чем в одновальных двигателях. Кроме того, в тот

период времени, когда створки сопла раскрыты, а горения топлива в форсажной камере нет, увеличение π_t^* приводит к уменьшению скольжения роторов, что отрицательно сказывается на запасе устойчивости компрессора.

В двухконтурных ТРД характер и особенности протекания переходных процессов зависят от схемы двигателя. В двухвальном ДТРД с отдельными контурами или с камерой смещения за турбиной наблюдаются, в общем, те же особенности протекания переходных процессов, которые были отмечены выше для двухвальных ТРД. Однако, поскольку расход воздуха через вентилятор определяется не только расходом воздуха через КВД, но и расходом через второй (внешний) контур, не зависящим или слабо зависящим от скольжения роторов, отклонение рабочих точек на характеристике вентилятора от линии установившихся режимов оказывается здесь при прочих условиях меньшим, чем в двухвальном ТРД, и притом тем меньшим, чем больше степень двухконтурности.

В трехвальном ДТРД роторы среднего и высокого давления ведут себя на переходных режимах в основном так же, как и роторы двухвального ТРД.

Интересно отметить, что во всех рассмотренных схемах приемистость двигателя определяется, в основном, запасом устойчивости каскада компрессора и моментом инерции ротора, непосредственно примыкающего к камере сгорания, т. е. турбокомпрессора высокого давления (в двух- и многовальных схемах). Этот турбокомпрессор играет роль газогенератора, т. е. того источника энергии, который обеспечивает разгон всех роторов двигателя. Поэтому, если, например, турбокомпрессор высокого давления в двух- или трехвальном ДТРД быстро выходит на максимальную частоту вращения, то это обеспечивает хорошую приемистость двигателя в целом.

Необходимо отметить также, что вследствие меньших, чем в ТРД, значений давления за турбиной в расчетных условиях, на пониженных режимах степень расширения газа в турбине вентилятора падает в большей степени, чем в ТРД, и поэтому частота вращения вентилятора на режимах запуска и при авторотации оказывается (в %) также сниженной. Это приводит к некоторому увеличению продолжительности запуска ДТРД и к увеличению минимальных скоростей полета, соответствующих надежному запуску двигателя в воздухе.

21. 6. ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В ВЕРТОЛЕТНЫХ ГТД И ТВД

Вертолетный ГТД со свободной турбиной (см. рис. 19.1, а) по протеканию процессов запуска, разгона и сброса частоты вращения практически мало отличается от ТРД с нерегулируемым соплом и с такими же параметрами турбокомпрессора, за исключением того, что при запуске двигателя в воздухе на вертолете скорость полета обычно оказывается недостаточной для обеспечения интен-

сивной авторотации двигателя, и поэтому требуется применение стартера.

В турбовинтовом двигателе с общей турбиной привода компрессора и винта (см. рис. 19.1, в) переходные процессы имеют ряд существенных особенностей.

1. Как указывалось в гл. 20, ТВД с общей турбиной, как правило, регулируется таким образом, что в широком диапазоне рабочих режимов частота вращения двигателя поддерживается постоянной изменением угла установки лопастей винта, а регулирование мощности (тяги винта) достигается изменением температуры T_r^* (подачи топлива). Поэтому при необходимости увеличения, например, мощности двигателя нет нужды затрачивать энергию на увеличение скорости вращения масс ротора, и, в принципе, приемистость такого ТВД, т. е. темп нарастания мощности двигателя, определяется скоростью перекадки лопастей винта. Только при разгоне двигателя с частоты вращения земного малого газа (обычно не намного меньшей n_{max}) в некотором сравнительно узком диапазоне режимов ускорение ротора ТВД определяется, как и в ТРД, допустимыми избытками топлива.

Однако в действительности в результате неполной синхронности процессов перекадки лопастей винта и увеличения подачи топлива могут наблюдаться колебания частоты вращения ротора и временное снижение запасов устойчивости компрессора, что заставляет и в ТВД ограничивать темп нарастания подачи топлива.

2. Запуск ТВД на земле состоит из тех же трех этапов, что и запуск ТРД. Однако необходимость затраты части мощности турбины на вращение винта и более высокий уровень механических потерь (наличие редуктора) приводят к тому, что равновесная частота вращения, начиная с которой возможен самостоятельный разгон двигателя, в одновальном ТВД оказывается существенно выше, чем в ТРД с такими же расходом воздуха и π_r^* . Кроме того, наличие воздушного винта, шестерен редуктора и дополнительных ступеней турбины заметно увеличивает момент инерции вращающихся масс. Поэтому стартер ТВД при прочих равных условиях должен быть более мощным, чем в ТРД, и должен отключаться при большей частоте вращения, вывод двигателя на режим малого газа требует более точного регулирования подачи топлива, а время запуска существенно возрастает.

3. В случае преднамеренной или самопроизвольной остановки ТВД в полете система его регулирования автоматически переводит винт во флюгерное положение, в результате чего двигатель в полете практически не авторотирует. Поэтому для запуска ТВД в полете необходимо сначала вывести винт из флюгерного положения. При этом происходит энергичная раскрутка винта и ротора двигателя набегающим воздушным потоком, что обеспечивает последующий запуск без применения стартера, но приводит первоначально к возникновению значительной отрицательной тяги винта. В остальном процесс запуска ТВД в полете мало отличается от запуска в земных условиях.

ОСОБЕННОСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ (СВВП)

Использование вертикальной составляющей силы тяги двигателей является эффективным средством сокращения потребных размеров аэродрома. Если вертикальная составляющая силы тяги превышает вес самолета, то, в принципе, возможен подъем самолета в воздух вовсе без разбега. Вертикальный взлет с помощью создания вертикальной составляющей силы тяги R_v может быть обеспечен при использовании в силовых установках как турбовинтовых, так и турбореактивных двигателей. В данной главе рассмотрены турбореактивные силовые установки СВВП.

Помимо создания R_v , силовые установки СВВП обеспечивают стабилизацию положения самолета в воздухе и управление им на взлете и при посадке, так как при малых скоростях движения самолета в момент отрыва или приземления обычные аэродинамические рули оказываются неэффективными. Необходимые управляющие усилия могут создаваться как изменением величины и направления силы тяги, так и путем отбора от двигателей воздуха или газа высокого давления и подачи его в специальные управляющие сопла, создающие необходимые стабилизирующие и управляющие моменты от сил реакции газовых струй. Последний способ требует отбора воздуха или газа в количестве 6—13% от расхода воздуха через компрессор. Обычно в управляющие сопла подается воздух, отбираемый за компрессором.

22. 1. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ И ПАРАМЕТРЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВВП

Различают единые и составные силовые установки СВВП. *Едиными* называют такие силовые установки, в которых одни и те же двигатели полностью обеспечивают как режимы обычного полета, так и режимы взлета и посадки. Двигатели этого типа получили название *подъемно-маршевых*. В обычном полете они занимают горизонтальное положение, а изменение направления силы тяги достигается либо поворотом всей мотогондолы двигателя, либо изме-

нением направления газовой струи на выходе из него. На рис. 22.1 приведено несколько возможных схем подъемно-маршевых двигателей с устройствами для отклонения струи газов на выходе.

Параметры рабочего процесса подъемно-маршевых ТРД и ДТРД таких схем (степень повышения давления в компрессоре, температура газов перед турбиной и т. д.) практически мало отличаются от параметров обычных ТРД и ДТРД, хотя удельные тяги у подъемно-маршевых двигателей на взлетном режиме могут отличаться на 15—20% ниже, чем в обычных ТРД и ДТРД, вследствие отрицательного влияния отбора воздуха и повышенных потерь в поворотных соплах ($\varphi_c = 0,9 \dots 0,95$).

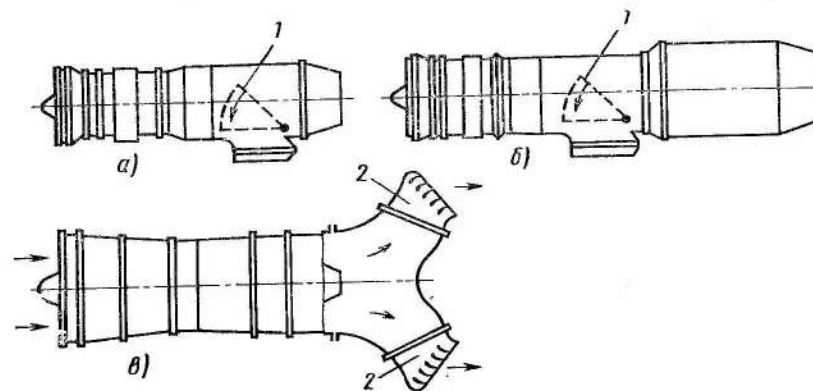


Рис. 22. 1. Единые силовые установки [13]:

а—ТРД с поворотом выхлопной струи до основного сопла; б—ТРДФ с поворотом выхлопной струи до форсажной камеры; в—ТРД с поворотными соплами (вид сверху); 1—поворотные заслонки; 2—поворотные сопла

Составной называется такая силовая установка, в которой вертикальная составляющая силы тяги создается (полностью или частично) специальными *подъемными* двигателями, работающими только во время взлета и посадки, а горизонтальная составляющая тяги после окончания взлета обеспечивается другими (маршевыми или подъемно-маршевыми) двигателями. Поскольку подъемные двигатели используются только во время взлета и посадки, являясь на всех других этапах полета «мертвым» грузом, основное требование, предъявляемое к их параметрам и конструкции, — малая удельная масса. Кроме того, в условиях всегда стесненной компоновки самолета они должны занимать малый объем.

Суммарное время работы подъемных двигателей на режимах, близких к максимальному, за время одного полета составляет около нескольких минут. Поэтому экономичность подъемных двигателей имеет меньшее значение, чем у маршевых ТРД. Пониженные требования к экономичности (т. е. возможность выбора сравнительно низких π_k^*), небольшой потребный ресурс, малый диапазон скоростей и высот полета в сочетании с рациональной конструктивной

схемой и широким применением легких сплавов и пластмасс позволяют существенно снизить удельную массу подъемных двигателей. В настоящее время имеются подъемные ТРД и ДТРД с удельной массой $\gamma_{дв} = 0,006 \dots 0,008$ кг/Н и разрабатываются двигатели с $\gamma_{дв} = 0,0045 \dots 0,005$ кг/Н и удельным объемом $0,015 \dots 0,02$ л/Н.

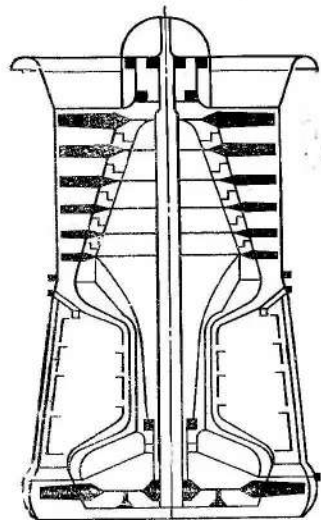


Рис. 22. 2. Схема подъемного ТРД с вертикальным валом [13]

На рис. 22.2 приведена одна из возможных схем подъемного двигателя. Вал двигателя расположен вертикально. При скорости полета до 200—300 км/ч потери на поворот потока (на 90°) и неравномерность поля скоростей на входе в компрессор невелики (значения $\sigma_{вх}$ могут достигать 0,97—0,98). А вертикальное размещение двигателя в толстом крыле или в фюзеляже при возможности перекрытия входа и выхода позволяет почти полностью исключить увеличение сопротивления самолета в маршевом полете, вызванное присутствием подъемных двигателей. Двигатель имеет компрессор с малым числом около- или сверхзвуковых ступеней, укороченную камеру сгорания, одноступенчатую турбину и короткое сопло. Экспериментальные исследования показали, что коэффициент скорости для таких сопел при перепадах, близких к критическим, может иметь высокие значения ($\varphi_c = 0,98 \dots 0,99$). Необходимо учитывать только, что действительная площадь минимального (критического)

сечения струи газа у этих сопел оказывается (из-за значительной конусности стенок) на 5—10% меньше, чем геометрическая площадь минимального сечения сопла.

Силовые установки СВВП могут включать в себя также агрегаты усиления тяги на режимах взлета и посадки, в качестве которых могут использоваться, например, *турбовентиляторные агрегаты* (приставки). На рис. 22.3 показана схема силовой установки СВВП, состоящей из турбореактивного двигателя и турбовентиляторного агрегата (ТВА). ТВА представляет собой одноступенчатый компрессор (вентилятор) с вертикальной осью, приводимый во вращение газовой турбиной, в которую на взлете и при посадке подаются газы из-за турбины ТРД. (На схеме рис. 22.3 лопатки турбины расположены на периферии лопаток вентилятора). В горизонтальном полете канал, ведущий к турбине приставки, перекрывается и газ из-за турбины ТРД поступает в выходное сопло двигателя. ТРД с такой приставкой по существу превращается на режимах взлета и посадки в двухконтурный ТРД с большой степенью двухконтурности.

Несущая способность ТВА, т. е. отношение создаваемой им подь-

емной силы $R_{ТВА}$ к габаритной площади рабочего колеса (включая лопатки турбины), определяется в основном разностью статических давлений воздуха перед и за вентилятором. Можно показать, что если D_v — габаритный диаметр колеса вентилятора, то

$$R_{ТВА} = K \frac{\pi D_v^2}{4} p_H (\pi_v^* - 1), \quad (22.1)$$

где π_v^* — степень повышения давления в вентиляторе, а K — коэффициент, равный 1,05—1,20 и учитывающий, в основном, различие между полными и статическими давлениями перед и за вентилятором и наличие турбины. При этом обычно подъемная сила ТВА на старте в 2,5—3 раза превышает тягу маршевого ТРД (газогенератора).

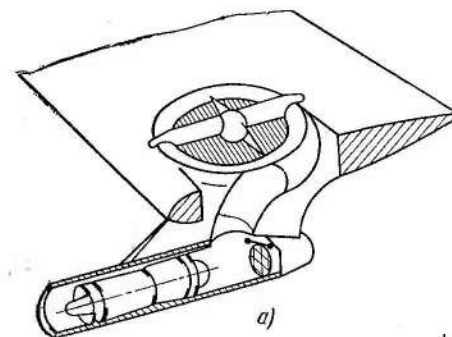
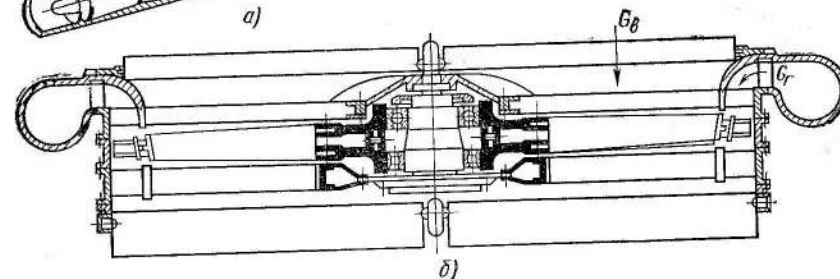


Рис. 22. 3. Схема силовой установки СВВП с ТВА [13]:

а — общая компоновка установки на самолете; б — турбовентиляторный агрегат



22. 2. ВЛИЯНИЕ ОТБОРА ВОЗДУХА НА ДАННЫЕ ТРД И ДТРД

Отбор воздуха от компрессора ГТД для работы управляющих сопел СВВП или на другие нужды приводит к снижению тяги и возрастанию удельного расхода топлива.

Рассмотрим влияние отбора воздуха за компрессором в количестве $\Delta G_{отб}$ на основные параметры двигателя, применительно к подъемному или подъемно-маршевому одновальновому ТРД, работающему без форсажа на старте ($H=0$, $V=0$) при полном расширении газа в сопле.

Подъемный ТРД может быть заранее спроектирован с учетом заданного отбора воздуха, который используется в системе уп-

равления положением самолета все время, пока работает двигатель. Доля отбираемого воздуха $g_{отб} = \Delta G_{отб} / G_v$ не изменяется или почти не изменяется, а только перераспределяется между рулевыми соплами. При этом параметры компрессора (π_k^* , η_k^*) и температура T_r^* могут считаться не зависящими от расчетного количества отбираемого воздуха. Но проходные сечения элементов турбины и степень расширения газов в ней π_t^* при изменении расчетного значения $g_{отб}$ должны соответственно изменяться. Расход воздуха через компрессор для простоты примем неизменным.

В этих условиях увеличение доли отбираемого воздуха приводит к соответствующему снижению расхода газа через турбину и сопло, что уже само по себе вызывает потерю тяги двигателя, но, кроме того, для обеспечения баланса мощностей турбины и компрессора при отборе воздуха и сохранении неизменного значения T_r^* необходимо увеличить π_t^* , что приводит к снижению давления и температуры газов за турбиной, т. е. к падению скорости истечения газов из сопла. Таким образом, тяга и удельная тяга в расчете на 1 кг/с воздуха, поступающего в компрессор, будут падать при отборе воздуха как вследствие уменьшения расхода газа через сопло, так и в результате падения c_c .

Экономичность двигателя ухудшается в результате отбора воздуха в меньшей степени, чем тяга, так как одновременно с уменьшением расхода газа через турбину уменьшается часовой расход топлива (значения T_k^* и T_r^* остаются неизменными).

Расчеты показывают, что при отборе воздуха в количестве до 10—12% зависимость $R_{уд}$ от $g_{отб}$ можно считать линейной, причем степень влияния отбора воздуха на данные двигателя увеличивается с ростом π_k^* и уменьшается с ростом T_r^* . Однако при оценке влияния π_k^* следует учитывать, что количество воздуха, потребное для создания заданного управляющего усилия, заметно снижается с ростом π_k^* вследствие увеличения давления и температуры отбираемого воздуха. В среднем при отборе 10% воздуха тяга двигателя уменьшается на 14—18%, а удельный расход топлива возрастает на 4—8%.

Подъемно-маршевый ТРД должен быть рассчитан в общем случае на переменный отбор воздуха в управляющие сопла от максимального на этапах взлета и посадки СВВП до нулевого в нормальном полете. В этом случае режим работы компрессора уже не будет оставаться неизменным при изменении $g_{отб}$. В частности, перепуск части воздуха из-за компрессора в систему отбора будет приводить, естественно, к смещению рабочей точки на характеристике компрессора в сторону увеличения запаса устойчивости по сравнению с ее положением при $g_{отб} = 0$. Нетрудно показать, используя условие баланса расходов воздуха и газа, что уравнение (14.18) при наличии переменного отбора воздуха за компрессором приобретает вид

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda_n)} = \text{const} \sqrt{\frac{T_r^*}{T_n^*}} (1 - g_{отб}). \quad (22.2)$$

Кроме того, для сохранения баланса мощностей компрессора и турбины при изменении $g_{отб}$ необходимо изменять либо температуру газов, либо π_t^* . Изменение π_t^* требует регулирования площади критического сечения сопла, которое в сложных выходных устройствах подъемно-маршевых двигателей затруднено. Поэтому здесь мы ограничимся анализом случая, когда изменение количества отбираемого воздуха производится при сохранении неизменных значений частоты вращения двигателя и π_t^* .

В этом случае увеличение $g_{отб}$ будет сопровождаться ростом T_r^* . Интенсивность этого роста, равно как и степень изменения тяги, удельного расхода топлива и запаса устойчивости компрессора при изменении доли отбираемого воздуха, зависит от расчетных параметров рабочего процесса и в некоторой степени — от крутизны характеристик компрессора. На рис. 22.4 приведены результаты соответствующих расчетов в виде относительных производных, указывающих процентное изменение R , $C_{уд}$, T_r^* и K_y на каждый процент отбора воздуха. Расчеты основаны на типовых характеристиках нерегулируемых компрессоров с коэффициентом нагрузки $\mu_k \approx 0,4$. Как видно, в среднем при отборе 10% воздуха тяга подъемно-маршевого ТРД падает на 8—10%, т. е. менее значительно, чем у подъемного ТРД с постоянным отбором, но достигается это ценой более резкого снижения экономичности и довольно значительного роста T_r^* — температура газов возрастает на 0,6—0,7% на каждый процент отбора воздуха. Запас устойчивости при этом несколько увеличивается, примерно на 0,7% на каждый процент отбора.

Приведенные здесь данные относятся к $H=0$ и $V=0$. Но они остаются практически справедливыми и при тех малых значениях высоты и скорости полета, которые характерны для режимов взлета и посадки. Кроме того, они пригодны для оценки влияния отбо-

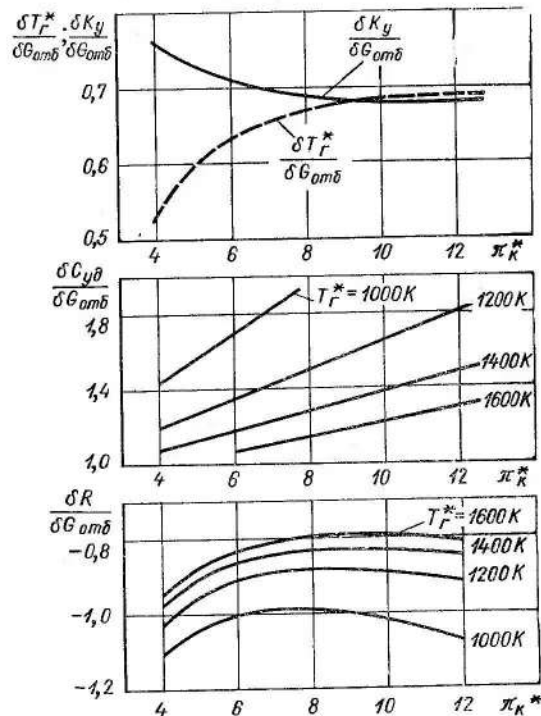


Рис. 22.4. Влияние переменного отбора воздуха на данные ТРД при $n = \text{const}$; $F_{с.а} = \text{const}$ и $\pi_t^* = \text{const}$ ($H=0$; $V=0$; $\sigma_{вх}=1$; $\mu_k=0,4$) [13]

ра воздуха при малых скоростях и высотах полета и на другие нужды, например для сдува пограничного слоя крыла.

В двухконтурных ТРД отбор воздуха, как показывают расчеты, приводит к еще более резкому снижению тяги двигателя. Так, при одинаковом (в процентном отношении) отборе воздуха и прочих равных условиях снижение тяги у ДТРД со степенью двухконтурности $m=2,5$ или $m=5$ оказывается соответственно в 1,7 и 2,8 раза более значительным, чем в одноконтурном двигателе. Следует иметь в виду также, что при переменном отборе воздуха в двигателях двухвальной или трехвальной схемы будет изменяться скольжение роторов, что может оказать дополнительное влияние на изменение параметров и запаса устойчивости двигателя.

Наконец, следует отметить, что направление струй воздуха, создаваемых управляющими соплами, в среднем близко к вертикальному и, следовательно, они создают некоторую подъемную силу, частично компенсирующую потери тяги, вызванные отбором воздуха.

22.3. ОСОБЕННОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ СВВП

Ранее было показано, что эффективная тяга ВРД в общем случае может рассматриваться как разность внутренней тяги R и внешнего сопротивления $X_{вн}$. Режимы взлета и посадки относятся к области малых дозвуковых скоростей полета, в которой внешнее сопротивление практически равно нулю. Кроме того, на этих режимах расширение газа в сопле (соплах) двигателя можно считать полным. Поэтому тягу подъемного и подъемно-маршевого двигателя или двигателя с ТВА можно считать равной их внутренней тяге, которая, как известно, при полном расширении газа в сопле равна разности секундных количеств движения выходящей из двигателя и входящей в него масс газа. Но в силовых установках СВВП векторы скоростей газового потока на входе в двигатель и на выходе из него существенно не параллельны, и поэтому разность количеств движения вытекающей и втекающей масс газа в соответствии с теоремой Эйлера следует вычислять в векторной форме.

Если $\vec{V}$ — вектор скорости невозмущенного потока, а $\vec{c}_c$ — вектор скорости потока газа на выходе из сопла (при полном расширении), то секундные количества движения входящей и выходящей масс газа изобразятся векторами $\vec{R}_0 = G_0 \vec{V}$ и $\vec{R}_c = G_r \vec{c}_c$ (рис. 22.5), а сила тяги двигателя — вектором

$$\vec{R} = -(\vec{R}_c - \vec{R}_0). \quad (22.3)$$

Момент этой силы относительно центра тяжести самолета, согласно теореме Эйлера о моменте количества движения, будет равен

$$M = R_c h_c + R_0 h_0, \quad (22.4)$$

где h_c и h_0 — соответствующие расстояния линий действия векторов $\vec{c}_c$ и $\vec{V}$ относительно центра тяжести. Если линия действия вектора $\vec{c}_c$ проходит впереди центра тяжести самолета, а линия действия вектора $\vec{V}$ — выше его, то оба слагаемых в формуле (22.4) дают кабрирующий момент. При другом расположении векторов $\vec{V}$ и $\vec{c}_c$ относительно центра тяжести необходимо внести соответствующие изменения в знаки слагаемых формулы (22.4).

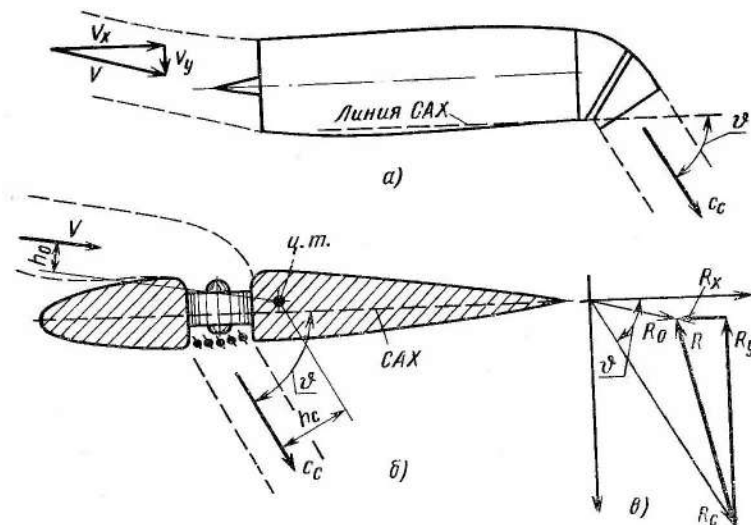


Рис. 22.5. К определению силы тяги двигателя СВВП [13]:
а — подъемно-маршевый ТРД; б — подъемный ТРД; в — векторная диаграмма

Вектор силы тяги $\vec{R}$ может быть разложен на две составляющие R_x и R_y , которые могут быть соответственно ориентированы либо по отношению к местной горизонтали, либо по отношению к продольной оси самолета или к средней аэродинамической хорде крыла (САХ). Учитывая, что в процессе вертикального взлета или посадки продольная ось самолета обычно мало отклоняется от местной горизонтали, и полагая, что направление САХ близко к направлению продольной оси, примем в дальнейшем для определенности за горизонтальную составляющую силы тяги R_x проекцию вектора $\vec{R}$ на направление САХ, а за вертикальную составляющую R_y — проекцию силы $\vec{R}$ на нормаль к САХ. Тогда, если θ есть угол между вектором $\vec{c}_c$ и САХ, то для вертикальной и горизонтальной составляющих силы тяги будем иметь выражения

$$R_y = G_r c_c \sin \theta - G_0 V_y; \quad (22.5)$$

$$R_x = G_r c_c \cos \vartheta - G_b V_x, \quad (22.6)$$

где $V_x = V \cos \alpha$ и $V_y = -V \sin \alpha$ — горизонтальная и вертикальная составляющие скорости полета по отношению к САХ (α — угол атаки крыла).

Значения V_y на режимах взлета и посадки обычно не превышают 10—20 м/с, и поэтому при ϑ , близких к 90° , роль второго члена в формуле (22.5) невелика. Следовательно, степень и характер изменения вертикальной составляющей силы тяги при изменении условий полета определяются изменением вектора $\vec{R}_c$.

Как известно (см. гл. 15), количество движения струи газа на выходе из ТРД с увеличением скорости полета увеличивается как вследствие роста c_c , так и вследствие увеличения расхода воздуха через двигатель. Поэтому вертикальная составляющая силы тяги R_y при фиксированном значении угла ϑ всегда растет по скорости полета. Горизонтальная же составляющая силы тяги (которая у обычного ТРД с $\vartheta \approx 0$ при малых скоростях несколько падает по V) у двигателя СВВП с $\vartheta = 90^\circ$, как видно из формулы (22.6), равна нулю при $V_x = 0$ и становится отрицательной при $V_x > 0$.

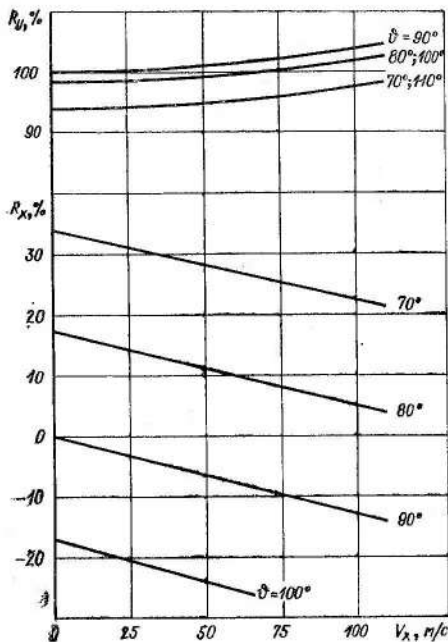


Рис. 22.6. Скоростные характеристики подъемного (подъемно-маршевого) ТРД при различных ϑ ($\pi_k^* = 6$; $T_r^* = 1400$ К; $V_y \approx 0$) [13]

горизонтальная составляющая силы тяги даже при небольших скоростях полета $V \approx 50 \dots 70$ м/с приобретает существенные отрицательные значения. Последнее обстоятельство весьма неблагоприятно сказывается на разгоне самолета в процессе взлета, так как значительная часть тяги, создаваемой, например, маршевыми двигателями, будет затрачиваться на преодоление отрицательной тяги подъемных двигателей. В то же время даже при сравнительно не-

большом отклонении вектора $\vec{R}_c$ от вертикального направления (например, при $\vartheta = 80^\circ$), как видно из рис. 22.6, значения R_x остаются положительными практически вплоть до достижения эволютивной скорости (50—100 м/с), тогда как вертикальная составляющая силы тяги уменьшается при этом совсем незначительно. С другой стороны, при $\vartheta > 90^\circ$ отрицательная горизонтальная тяга резко возрастает, что может быть использовано для быстрого гашения скорости при посадке. Поэтому не только подъемно-маршевые, но и подъемные двигатели должны снабжаться устройствами для отклонения вектора $\vec{c}_c$.

Изменение R_y и R_x по высоте полета при фиксированных значениях ϑ аналогично изменению тяги обычного ТРД.

Часовой расход топлива у подъемных и подъемно-маршевых двигателей изменяется по скорости и высоте полета точно так же, как и у обычных ТРД с такими же параметрами рабочего процесса. При возрастании скорости от нуля до $V = 100$ м/с увеличение часового расхода топлива не превышает 2%.

Характеристики двухконтурных подъемных и подъемно-маршевых двигателей, а также двигателей с ТВА в общем аналогичны рассмотренным выше. Однако увеличение R_y и падение R_x с ростом скорости полета для ДТРД и ТВА оказываются более резкими, чем для ТРД, вследствие существенного роста влияния входного импульса с увеличением степени двухконтурности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. «Наука», 1969, 824 с.
2. Бакулев В. И., Марков Н. Н. Расчет высотно-скоростных характеристик однокаскадных и двухкаскадных турбореактивных двигателей. М., МАИ, 1971, 256 с.
3. Бондарюк М. М., Ильяшенко С. М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М., Оборонгиз, 1958, 392 с.
4. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. М., «Энергия», 1974, 592 с.
5. Доршенко В. Е. О процессе горения в камере газотурбинного двигателя. — В кн.: Третье всесоюзное совещание по теории горения, том II, АН СССР. М., изд. ВИНТИ, 1960, с. 262—269.
6. Иноземцев Н. В. Авиационные газотурбинные двигатели. М., Оборонгиз, 1955, 352 с.
7. Казиджан П. К., Кузнецов А. В. Турбовинтовые двигатели. М., Воениздат, М., 1961, 264 с.
8. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1969, 512 с.
9. Колодочкин В. П. Воздушно-реактивные двигатели сверхзвуковых много-режимных самолетов. М., «Машиностроение», 1975, 132 с.
10. Конструкция авиационных газотурбинных двигателей. М., Воениздат, 1961, 412 с. Авт.: А. В. Штода, С. П. Алещенко, А. Я. Иванов и др.
11. Кулагин И. И. Теория авиационных двигателей. М., Оборонгиз, 1958, 479 с.
12. Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., «Машиностроение», 1969, 380 с.
13. Павленко В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. М., «Машиностроение», 1972, 284 с.
14. Пономарев Б. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели. М., Воениздат, 1973, 133 с.
15. Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. Сборник трудов под ред. Н. Д. Кузнецова, вып. 67. Куйбышев, КуАИ им. С. П. Королева, 1974, 221 с.
16. Святогоров А. А., Попов К. Н., Хвостов Н. И. Устройства для отклонения реактивной струи. М., «Машиностроение», 1968, 240 с.
17. Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. М., «Машиностроение», 1974, 520 с.
18. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М., «Машиностроение», 1975, 216 с.
19. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под ред. С. М. Шляхтенко. М., «Машиностроение», 1975, 568 с. Авт.: В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Г. М. Горбунов и др.
20. Теория реактивных двигателей (рабочий процесс и характеристики). М., Оборонгиз, 1958, 533 с. Авт.: Б. С. Стечкин, П. К. Казанджан, Л. П. Алексеев, А. Н. Говоров, Н. Е. Коновалов, Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров.
21. Филиппов В. В. Как летчику бороться с отрицательной тягой ТВД. М., Воениздат, 1961, 60 с.
22. Холщевников К. В. Некоторые вопросы теории и расчета ТРД. Оборонгиз, 1960, 118 с.
23. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1974, 376 с.
24. Черкез А. Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М., «Машиностроение», 1975, 380 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- А** Авторотация 297, 312
- В** Вентилятор 231
- Воспламенитель 69
- Высотные характеристики:
- ДТРД 259
- ТВД 286
- ТРД, ТРДФ 171
- Выходное устройство 5
- Г** Горение вибрационное 72
- Д** Двигатель:
- подъемный 319
- подъемно-маршевый 318
- Двигатель 88
- Двухвальный ТРД 133
- ТРДФ 93
- Двухконтурный турбореактивный двигатель (ДТРД) 228
- с форсажной камерой (ДТРД) 232
- Донное сопротивление кормовых частей 19
- Дроссельные характеристики:
- ДТРД, ДТРДФ 260
- ТВД 283, 289
- ТРД, ТРДФ 175
- Дымление двигателя 68
- З** Завихритель 65
- Запуск двигателя 310
- Зона горения 62
- К** Камера сгорания:
- основная 63
- форсажная 70
- Камера смещения 237
- Климатические характеристики
- ГТД 285
- Коэффициент избытка воздуха 58
- импульс сопла 17
- полезного действия
- — — — — внутренний 89
- — — — — полный 87, 271
- — — — — процесса расширения 102
- — — — — сжатия 102
- — — — — тяговый 90
- полноты сгорания 54
- расхода сопла 8
- реверса тяги 52
- скорости сопла 8, 12
- сохранения полного давления в камере сгорания 55, 79
- — — — — в наружном контуре ДТРД 236
- — — — — в сопле 8
- тяги сопла 16
- эжекции 31
- Крейсерский режим двигателя 159
- Л** Линия рабочих режимов 140
- М** Мощность:
- тяговая 269
- эквивалентная 269
- Н** Неуставившийся (переходный) режим двигателя 300
- Номенклатура режимов работы ГТД 158
- О** Одновальный ТРД 93
- Оптимальная степень повышения давления 105, 121, 122
- — — — — наружного контура 236, 237, 240
- Одновальный ТРД 93, 134
- Отбор воздуха 321
- П** Подобие режимов работы ТРД 189
- Помпаж:
- воздухозаборника 223
- двигателя 222
- Приемистость двигателя 300
- Программа регулирования 127
- Р** Работа цикла 88, 101
- Рабочий процесс:
- ДТРД, ДТРДФ 228
- ТВД 264
- ТРД, ТРДФ 93
- турбовального ГТД 264

Разгон двигателя 300, 303	Турбовентиляторный агрегат (ТВА) 320
Распределение работы цикла: внутреннего контура ДТРД 234	Турбовальный двигатель 264
ТВД 275	Тяга сопла 15
Рееврс тяги 50	У Удельная лобовая тяга 86
Регенерация тепла 276	— масса двигателя 86, 271
Регулируемый параметр 126	— тяга 85
Регулирующий фактор 127	— эквивалентная мощность 271
С Сброс частоты вращения 300, 307	Удельный объем двигателя 86
Скольжение роторов 313	— расход топлива 86, 270
Скорость горения 61	Ф Фронт пламени 61
Скоростные характеристики: ДТРДФ, ДТРД 258	Фронтное устройство 65
ТВД 292	Х Характеристики:
ТРД, ТРДФ 161	выходных устройств 24, 36
Сопло:	камер сгорания 74
Лавая 9, 24	силовых установок СВВП 324
с центральным телом 48	Ш Шумоглушение 52
эжекторное 30, 39	Э Экономическая степень повышения давления 109, 110
Стабилизация пламени 64	Экран антивибрационный 73
Степень двухконтурности 282	Энергетический баланс ВРД 91
Т Теплонапряженность камеры сгорания 55	Этапы запуска 311
Теплотворность топлива 56	

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Глава 10. Выходные устройства	5
10.1. Сужающиеся сопла	7
10.2. Сопла Лавая, их основные параметры и способы оценки потерь	9
10.3. Характеристики и регулирование сопел Лавая	24
10.4. Эжекторные сопла	30
10.5. Регулирование эжекторных сопел	39
10.6. Сопла с центральным телом	48
10.7. Понятие о реверсе тяги и шумоглушении	50
Глава 11. Камеры сгорания	54
11.1. Требования к камерам сгорания и их основные параметры	54
11.2. Краткие сведения об авиационных топливах	56
11.3. Основные понятия о процессе горения топлива	58
11.4. Схемы основных камер сгорания и организация процесса горения в них	63
11.5. Организация процесса горения в форсажных камерах	70
11.6. Эксплуатационные характеристики камер сгорания	74
11.7. Потери полного давления в камерах сгорания	78
11.8. Связь между расходом топлива и повышением температуры в камерах сгорания	81
Глава 12. Удельные параметры и КПД ВРД	85
12.1. Основные удельные параметры	85
12.2. Полный КПД и его связь с удельным расходом топлива	87
12.3. Внутренний и тяговый КПД. Энергетический баланс	88
Глава 13. Рабочий процесс ТРД и ТРДФ	93
13.1. Схемы ТРД и ТРДФ, изменение параметров газового потока по тракту двигателя	93
13.2. Изображение процесса в координатах $p-v$ и $T-s$. Полезная работа цикла	97
13.3. Выражение полезной работы цикла через параметры рабочего процесса	101
13.4. Зависимость полезной работы цикла и удельной тяги от степени повышения давления. Оптимальная степень повышения давления	104
13.5. Зависимость удельного расхода топлива от степени повышения давления. Экономическая степень повышения давления	108
13.6. Зависимость полезной работы цикла, удельной тяги и удельного расхода топлива от степени подогрева воздуха	110
13.7. Зависимость работы цикла, удельной тяги и удельного расхода топлива от КПД процессов сжатия и расширения	113
13.8. Особенности рабочего процесса и основные параметры ТРДФ	115
13.9. Влияние параметров рабочего процесса на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДФ	120
Глава 14. Совместная работа элементов силовой установки с ТРД и ТРДФ	125
14.1. Задачи регулирования ТРД и ТРДФ. Понятие о программах регулирования	125
14.2. Совместная работа турбины и выходного сопла	131

	Стр.
14.3. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины в одновальных ТРД и ТРДФ	134
14.4. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины в двухвальных ТРД и ТРДФ	151
14.5. Совместная работа сверхзвукового воздухозаборника и компрес- сора	156
Глава 15. Эксплуатационные характеристики ТРД и ТРДФ	158
15.1. Номенклатура основных режимов работы	160
15.2. Методы получения характеристик	161
15.3. Скоростные характеристики одновальных ТРД и ТРДФ	171
15.4. Высотные характеристики	175
15.5. Дроссельные характеристики	184
15.6. Особенности программ регулирования и характеристик двух- вальных ТРД и ТРДФ	189
15.7. Подобие режимов работы ТРД	193
15.8. Приведение данных испытаний ТРД к стандартным атмосферным условиям	194
15.9. Влияние давления, температуры, влажности воздуха и угла ата- ки самолета на характеристики двигателя	197
15.10. Переход от характеристик двигателя к характеристикам сило- вой установки	200
Глава 16. Эксплуатационные ограничения режимов работы силовых уста- новок с ТРД и ТРДФ	200
16.1. Ограничения по устойчивой работе	213
16.2. Ограничения по условиям прочности элементов конструкции дви- гателя	218
16.3. Ограничения по максимальной производительности топливных насосов	220
16.4. Области эксплуатационных ограничений режимов работы двига- теля	221
16.5. Особые случаи в полете, связанные с работой силовой установки	228
Глава 17. Рабочий процесс ДТРД и ДТРДФ	228
17.1. Основные схемы и параметры	234
17.2. Оптимальное распределение работы цикла между контурами ДТРД	237
17.3. Оптимальные значения $\pi_{кп}$ в ДТРДсм	240
17.4. Оптимальные значения $\pi_{кп}^*$ в ДТРДФ	242
17.5. Влияние параметров рабочего процесса и степени двухконтурно- сти на данные ДТРД	245
17.6. Влияние параметров рабочего процесса и степени двухконтурно- сти на данные ДТРДФ	249
Глава 18. Эксплуатационные характеристики ДТРД и ДТРДФ	249
18.1. Особенности регулирования ДТРД и условий работы каскадов компрессора	251
18.2. Особенности совместной работы элементов ДТРД разных схем	257
18.3. Особенности регулирования ДТРДФ	258
18.4. Особенности характеристик ДТРД и ДТРДФ	264
Глава 19. Рабочий процесс турбовальных и турбовинтовых ГТД	265
19.1. Схемы и основные параметры	271
19.2. Зависимости удельной мощности и удельного расхода топлива от параметров рабочего процесса	275
19.3. Оптимальное распределение работы цикла ТВД между винтом и реакцией	276
19.4. Понятие о регенерации тепла	279
Глава 20. Характеристики турбовальных и турбовинтовых ГТД	279
20.1. Особенности регулирования и совместной работы элементов	283
20.2. Характеристики турбовальных ГТД	283
20.3. Характеристики одновальных ТВД	295
20.4. Влияние условий эксплуатации на работу вертолетных ГТД	296
20.5. Эксплуатационные ограничения режимов работы двигателей	

	Стр.
Глава 21. Работа ГТД на переходных режимах	300
21.1. Условия совместной работы элементов ГТД в переходных про- цессах	301
21.2. Разгон и сброс частоты вращения ТРД	303
21.3. Включение и выключение форсажа	308
21.4. Запуск ТРД	310
21.5. Особенности переходных процессов в двухвальных ТРД и ДТРД	313
21.6. Особенности переходных процессов в вертолетных ГТД и ТВД	316
Глава 22. Особенности силовых установок самолетов вертикального взле- та и посадки (СВВП)	318
22.1. Основные типы и параметры силовых установок СВВП	318
22.2. Влияние отбора воздуха на данные ТРД и ДТРД	321
22.3. Особенности характеристик двигателей СВВП	324
Список литературы	328
Предметный указатель	329

ИБ № 416

Нечаев Юлиан Николаевич, Федоров Роман Миронович

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ

ЧАСТЬ II

Редактор издательства Л. В. Васильева
Технический редактор В. И. Орешкина

Художник Е. В. Бекетов
Корректор Е. П. Карнаух

Сдано в набор 14.12.77

Подписано к печати 24.03.78.

T-03375

Формат 60×90^{1/16} Бумага типографская № 2. Литературная гарнитура. Печать высокая.

Печ. л. 21,0

Уч.-изд. л. 22,22

Цена 1 р. 10 к.

Тираж 9000 экз.

Изд. зак. 789

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 3647