

675.1

ББК 39.52

Т33

УДК 629.7.036.001 (07.58)

Авторы: В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Р. И. Курзинер, В. В. Поляков,
В. А. Сосунов, С. М. Шляхтенко

Рецензент Куйбышевский авиационный институт

**Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей/Под
Т33 ред. С. М. Шляхтенко. Учебник для вузов — 2-е изд., перераб.
и доп. — М.: Машиностроение, 1987 — 568 с.: ил.**

(В пер.): 1 р. 60 к.

Изложены вопросы теории авиационных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) различных типов. Дан анализ особенностей термодинамических циклов, принципов выбора оптимальных параметров; рассмотрены характеристики и эксплуатационные особенности ВРД. Приведены примеры расчетов ВРД.

Второе издание (1-е изд. под изв. «Теория воздушно-реактивных двигателей», 1975 г.) дополнено материалами по источникам энергии, проектированию ВРД; переработан материал по камерам сгорания, двухконтурным двигателям и двигателям для высоких сверхзвуковых скоростей полета.

Т 3606030000-117
038 (01)-87 117-87

ББК 39.52

УЧЕБНИК

Владимир Михайлович Акимов, Всеволод Иванович Бакулев,
Рувим Исаевич Курзинер, Владимир Васильевич Поляков,
Владимир Аристархович Сосунов, Сергей Михайлович Шляхтенко

ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Редактор Л. Г. Грановская
Технический редактор Н. М. Харитонова
Корректоры: И. М. Борейша, А. М. Усачева
ИБ № 4298

Сдано в набор 13.10.86. Подписано в печать 10.03.87. Т-09502.

Формат 60×90^{1/16}. Бумага кн.-журнальная. Гарнитура литературная. Печать высокая.
Усл. печ. л. 35,5. Усл. кр.-отт. 35,5. Уч.-изд. л. 38,7. Тираж 7600 экз.
Заказ 2285. Цена 1 р. 60 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромынский пер., 4

Отпечатано с набора Ленинградской типографии № 6
ордена Трудового Красного Знамени Ленинградского объединения
«Техническая книга» им. Евгения Соколовой Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли. 193144, г. Ленинград, ул. Моисеенко, 10
в Ленинградской типографии № 4 ордена Трудового Красного Знамени
Ленинградского объединения «Техническая книга» им. Евгения Соколовой
Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР по делам издательств,
полиграфии и книжной торговли. 191126, Ленинград, Социалистическая ул., 14.

© Издательство «Машиностроение», 1975

© Издательство «Машиностроение», 1987, с изменениями

ПРЕДИСЛОВИЕ

Второе издание учебника «Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей» выходит в свет более чем через десять лет после первого, выпущенного в 1975 году. За этот период получила существенное развитие алгоритмизация методов расчета рабочего процесса и характеристик ВРД в связи с широким внедрением в практику проектирования авиационных двигателей электронно-вычислительной техники. Появилось большое число публикаций по вопросам теории ВРД.

Руководствуясь утвержденной программой дисциплины «Теория ВРД», авторы сохранили основу первого издания учебника, предусматривающую последовательное изложение принципов организации рабочего процесса и изменения характеристик ВРД различных типов на базе детального изучения теории ТРД и газогенераторов.

В новом издании возникла необходимость переработки некоторых глав и существенной доработки большинства разделов по сравнению с первым изданием учебника. Во второе издание введены также новые разделы: теоретические основы начального этапа проектирования ГТД; источники энергии ВРД; согласование характеристик двигателя и летательного аппарата.

Теории двухконтурных двигателей посвящены гл. 9, 10, 17 и 18 вместо одной гл. 8 первого издания.

Учебник предназначен для студентов, изучающих теорию ВРД, он также может быть использован аспирантами и инженерами, работающими в авиационной промышленности.

Работа авторов над учебником распределилась следующим образом. Введение, гл. 9, 10 и 11 написаны С. М. Шляхтенко, гл. 1 — В. М. Акимовым, В. А. Сосуновым и С. М. Шляхтенко при участии В. В. Полякова и В. И. Бакулева, гл. 2, 12, 13, 14 и 18 — В. А. Сосуновым, гл. 3 и 6 — В. В. Поляковым, гл. 4, 7 и 8 — В. И. Бакулевым, гл. 15 и 16 — Р. И. Курзинером. Из первого издания учебника в гл. 1, 4, 8 и 11 использованы материалы В. М. Акимова, а в гл. 9, 10, 11 — В. П. Деменченка. Помощь при редактировании учебника оказывал В. И. Бакулев.

Авторы выражают благодарность проф. О. К. Югову и доц. И. И. Онищику за предоставленные ими материалы и помощь в написании глав 5 и 17 второго издания.

Авторы благодарят к. т. н. В. Д. Коровкина за помощь в подготовке материалов к гл. 18.

Авторы признательны заслуженному деятелю науки и техники, д. т. н. профессору В. П. Лукачеву и сотрудникам кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» Куйбышевского авиационного института за ценные замечания, сделанные ими при рецензировании рукописи.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$V_{п}$ — скорость полета, м/с;
 H — высота полета, м (км);
 M — число Маха;
 λ — приведенная скорость;
 a — скорость звука, м/с;
 $a_{кр}$ — критическая скорость звука, м/с;
 c — осевая скорость движения воздуха или газа, м/с;
 u — окружная скорость, м/с;
 p — давление, Па (кПа);
 T — температура, К;
 P — тяга двигателя, Н (даН, кН);
 $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, Н·с/кг (даН·с/кг, кН·с/кг);
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива, кг/(Н·с) (кг/(даН·ч), кг/(кН·ч));
 P_F — лобовая тяга, Н/м² (даН/м², кН/м²);
 $P_{эф}$ — эффективная тяга двигателя, Н (даН, кН);
 N_p — тяговая мощность ГТД, Вт (кВт);
 N_v — мощность винта ТВД, Вт (кВт);
 $N_{p,c}$ — мощность реактивной струи ТВД, Вт (кВт);
 N_a, N_e — мощность ТВД, Вт (кВт);
 $N_{a,уд}$ — удельная мощность ТВД, Дж/кг (кДж/кг);
 C_e — удельный расход топлива по мощности, кг/(Вт·с) (кг/кВт·ч);
 $J_{уд}$ — удельный импульс, Н·с/кг (даН·с/кг, кН·с/кг);
 $M_{дв}$ — сухая масса двигателя, кг;
 $\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя;
 $\gamma_{дв,p}$ — удельная масса двигателя, кг/Н (кг/даН, кг/кН);
 $\gamma_{дв,N}$ — удельная масса двигателя по мощности, кг/Вт (кг/кВт);
 π^*_Y — степень повышения давления во входном устройстве;
 π^*_K — степень повышения давления компрессора;
 π^*_B — степень повышения давления вентилятора;
 π^*_Σ — общая степень повышения давления полного давления в ГТД;
 π^*_T — степень понижения давления в турбине;
 $\pi_{c,p}$ — располагаемая степень понижения давления в реактивном сопле;
 π_c — степень понижения давления в реактивном сопле;
 n — частота вращения, 1/с;
 m — степень двухконтурности;
 G_v — расход воздуха через компрессор, кг/с;
 G_r — расход газа через турбину, кг/с;
 G_T — расход топлива, кг/с;
 $G_{T,\phi}$ — расход топлива в форсажной камере сгорания, кг/с;
 L_t — теоретическая работа цикла, Дж/кг (кДж/кг);
 L_e — эффективная работа цикла, Дж/кг (кДж/кг);
 L_K — работа компрессора, Дж/кг (кДж/кг);
 L_T — работа турбины, Дж/кг (кДж/кг);
 L_{ks}^* — изоэнтальпическая работа компрессора, Дж/кг (кДж/кг);

L_{Ts}^* — изоэнтальпическая работа турбины, Дж/кг (кДж/кг);
 η_t — термический КПД цикла;
 η_e — эффективный КПД цикла;
 $\eta_{п}$ — полетный КПД двигателя;
 η_o — общий КПД двигателя;
 η_m — механический КПД;
 η_v — КПД винта;
 η_v^* — КПД вентилятора;
 η_K — КПД компрессора;
 η_T^* — КПД турбины по параметрам заторможенного потока;
 ρ — плотность, кг/м³;
 i — энтальпия, Дж/кг (кДж/кг);
 s — энтропия, Дж/(кг·К) (кДж/(кг·К));
 R — газовая постоянная, Дж/(кг·К) (кДж/(кг·К));
 Q — количество тепла, подведенного (отведенного) к 1 кг рабочего тела, Дж/кг (кДж/кг);
 q_T — относительный расход топлива;
 q — скоростной напор, Н/м² (даН/м²);
 k — показатель адиабаты;
 c_p — удельная теплоемкость, Дж/(кг·К) (кДж/(кг·К));
 σ — коэффициент восстановления полного давления;
 α — коэффициент избытка воздуха в камере сгорания;
 η_r — коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания;
 $\eta_{ф}$ — коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания;
 $\Phi_{вх}$ — коэффициент расхода входного устройства;
 Φ_c — коэффициент скорости реактивного сопла;
 ΔK_y — запас устойчивости компрессора;
 F — площадь проходного сечения, м²;
 H_u — низшая удельная теплота сгорания топлива, Дж/кг (кДж/кг);
 $m_{кр}$ — коэффициент уравнения расхода (кг·К/Дж)^{0.5} [(кг·К/кДж)^{0.5}];
 μ — коэффициент изменения массового расхода;
 c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления.

Индексы

n — невозмущенный поток, окружающая среда;
 B — сечение на входе в двигатель за входным устройством;
 BH — сечение за вентилятором;
 K — сечение за компрессором;
 $г$ — сечение за камерой сгорания (перед турбиной);
 T — сечение на выходе из турбины;
 Φ — сечение за форсажной камерой;
 Kp — критическое сечение реактивного сопла, критические параметры;
 c — выходное сечение реактивного сопла, реактивное сопло;
 $вх$ — входное устройство ГТД;
 $c.a$ — сопловой аппарат турбины;
 $в$ — воздух;
 $г$ — газ;
 T — топливо;
 $пр$ — приведенные параметры;
 p — расчетный режим;
 $гг$ — газогенератор;
 0 — параметры соответствующие $M_{п} = 0$; при $p_0 = 101325$ Па и $T_0 = 288,15$ К;
 $*$ — параметры заторможенного потока;
 I — внутренний контур ТРДД;
 II — наружный контур ТРДД;
 $BД$ — ротор высокого давления;
 $НД$ — ротор низкого давления.

$$q(\lambda) = \frac{\rho c}{\rho_{кр} c_{кр}} = \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{i}{k-1}};$$

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p^*} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$\tau(\lambda) = \frac{T}{T^*} = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2;$$

$$y(\lambda) = \frac{p^* F_{кр}}{p F} = \frac{\lambda}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$Z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda};$$

$$\lambda = \frac{c}{a_{кр}};$$

$$M = \frac{c}{a}.$$

Реактивные двигатели, или двигатели прямой реакции, использующиеся для приведения в действие ракет, получили название **ракетных двигателей**. Эти двигатели обладают рядом положительных особенностей, из которых наиболее важной является независимость рабочего процесса и его конечного результата — возникновения силы тяги от условий окружающей среды.

Ракетные двигатели развивались и совершенствовались по многим направлениям, особенно в послевоенные годы, что позволило, используя эти двигатели, начать освоение космоса.

Однако даже самые совершенные современные ракетные двигатели крайне неэкономичны и поэтому применяются лишь в тех случаях, когда продолжительность их непрерывной работы может быть сравнительно небольшой. Этот недостаток ракетных двигателей помешал их применению в авиации, т. е. в пилотируемых летательных аппаратах, летающих в атмосфере.

Как известно, в авиации нашла применение винтомоторная двигательная установка — типичный пример двигательной установки **непрямой реакции** с разделением функций двигателя (мотор) и движителя (воздушный винт).

Винтомоторная установка, в результате интенсивного совершенствования, позволила достичь скорости полета самолета, превышающей 700 км/ч. Дальнейшего развития авиации в направлении увеличения скорости полета — одного из важнейших показателей технического совершенства самолета, поршневым мотор уже обеспечить не мог. Это было связано с тем, что к концу второй мировой войны все основные средства улучшения рабочего процесса, конструкции и технологии изготовления двигателей были уже практически исчерпаны. Рост мощности, необходимой для увеличения скорости, вызывал одновременно почти пропорциональный рост массы и габаритных размеров двигателя, приводивший к необходимости получения еще большей мощности. Увеличение мощности требовалось также вследствие уменьшения КПД винта на больших скоростях полета, связанного с появлением волнового сопротивления на концах лопастей при обтекании их околосзвуковым потоком.

Воздушно-реактивный двигатель (ВРД), как и ракетный двигатель, является двигателем прямой реакции, но отличается от последнего существенной экономичностью, так как на борту летательного аппарата запасается лишь горючее, а основной компонент рабочего тела — воздух забирается из атмосферы.

Резкое возрастание мощности по скорости полета наряду с приемлемой экономичностью и определили переход авиации от двигательных установок с поршневым мотором к ВРД.

Следует отметить, что теоретические основы рабочего процесса этих двигателей были заложены задолго до начала их практического применения. Еще в 1929 г. академиком Б. С. Стечкиным была опубликована получившая впоследствии всемирное признание статья «Теория воздушно-реактивного двигателя», в которой впервые были изложены основные положения теории ВРД.

В 1932 г. профессор В. В. Уваров начал работать над турбовинтовым двигателем оригинальной схемы. Двигатель Уварова можно считать одним из первых в нашей стране примеров использования в авиационной технике газотурбинного двигателя, являющегося основой современных ВРД.

В 1935 г. будущий академик А. М. Люлька разработал газотурбинный двигатель, действующий по принципу прямой реакции — турбореактивный двигатель. Им же несколько позже был предложен другой, наиболее широко распространенный в настоящее время тип ВРД — двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД).

Значительное влияние на развитие отечественных воздушно-реактивных двигателей оказали советские ученые Б. С. Стечкин, В. В. Уваров, И. И. Кулагин, К. В. Холщевников, М. М. Бондарюк, Т. М. Мелькумов, Г. Н. Абрамович, М. М. Масленников, Ю. Н. Нечаев и другие, труды и монографии которых по теории ВРД во многом способствовали созданию советской школы специалистов авиадвигателестроения.

После Великой Отечественной войны двигателестроительная промышленность нашей страны быстро перестроилась на создание газотурбинных двигателей. Были организованы конструкторские бюро, в которых работали талантливые конструкторы и ученые А. М. Люлька, А. А. Микулин, С. К. Туманский, В. А. Добрынин, В. Я. Климов, Н. Д. Кузнецов, П. А. Соловьев, А. Г. Ивченко, С. П. Изотов, В. А. Лотарев и др. Работы по созданию прямоточных двигателей возглавил М. М. Бондарюк. Отечественное двигателестроение стало быстро развиваться и оснащать авиацию высокоэффективными газотурбинными двигателями, позволившими ей занять по лётно-техническим показателям передовые позиции в мировой авиационной технике.

За рубежом работы по созданию авиационных двигателей нового типа начались примерно в те же годы, что и у нас. Разработкой вопросов теории ВРД еще с 1933—1935 гг. занимался Руа во Франции, в Италии Кампини создал мотокомпрессорный ВРД.

Большой вклад в разработку ТРД в довоенные годы внес в Англии Ф. Уиттл. Здесь работы велись фирмами Роллс-Ройс, Бристол Сидли и др. В Германии над созданием ТРД работали фирмы БМВ и ЮМО. В США работы по газотурбинным двигателям начались несколько позже, чем в других странах. Поэтому производившиеся вскоре после войны в этой стране газотурбинные двигатели являлись, в основном, лицензионными, главным образом — английскими. В последующие годы, однако, и в США известными фирмами Пратт-Уитни и Дженерал Электрик стали создаваться оригинальные конструкции двигателей.

В послевоенные годы авиационная техника находит все более широкое применение в народном хозяйстве, что приводит к необходимости специализации летательных аппаратов (ЛА) и двигателей. Так, помимо пассажирской авиации, в которой имеется несколько типов самолетов, оптимизированных для полетов на дальние и ближние расстояния, большой и малой пассажировместимости, появилась специальная сельскохозяйственная авиация, широкое распространение получили вертолеты и т. д. Для каждого типа ЛА необходимо разрабатывать оптимизированный тип двигателя.

Однако большое разнообразие двигателей вызывает трудности в производстве, эксплуатации, в снабжении запчастями и т. д. Поэтому наряду со специализацией (которая необходима для обеспечения групп ЛА, существенно отличающихся от других лётно-техническими данными) существует тенденция создания модификаций двигателей, разрабатываемых на базе одного наиболее сложного узла — газогенератора. Создавая на базе одного газогенератора одноконтурные и двухконтурные двигатели для разных скоростей полета и с разным уровнем тяги, удается их максимально унифицировать. Например, двухконтурный двигатель Д-36, устанавливаемый на самолете Як-42, и турбовальный двигатель Д-136, устанавливаемый на вертолете Ми-26, созданы на базе одного и того же газогенератора.

На рис. 1 приведена классификация двигателей, разрабатываемых и находящихся в эксплуатации. Из рисунка следует, что большая часть ВРД относится к числу газотурбинных двигателей (ГТД). На рис. 1 последовательность расположения двигателей соответствует возрастающей скорости полета, для которой они оптимальны. Поэтому первым стоит турбовальный двигатель, предназначенный для вертолетов со скоростью полета 200 ... 350 км/ч, а замыкает таблицу сверхзвуковой прямоточный двигатель (ГПВРД), который может быть использован только при скоростях полета, более чем в 6 ... 7 раз превышающих скорость звука.

ГТД насчитывают к середине восьмидесятых годов четыре поколения. Первое поколение уже практически не применяется, что касается второго, третьего и четвертого, то они все используются на различных типах летательных аппаратов.

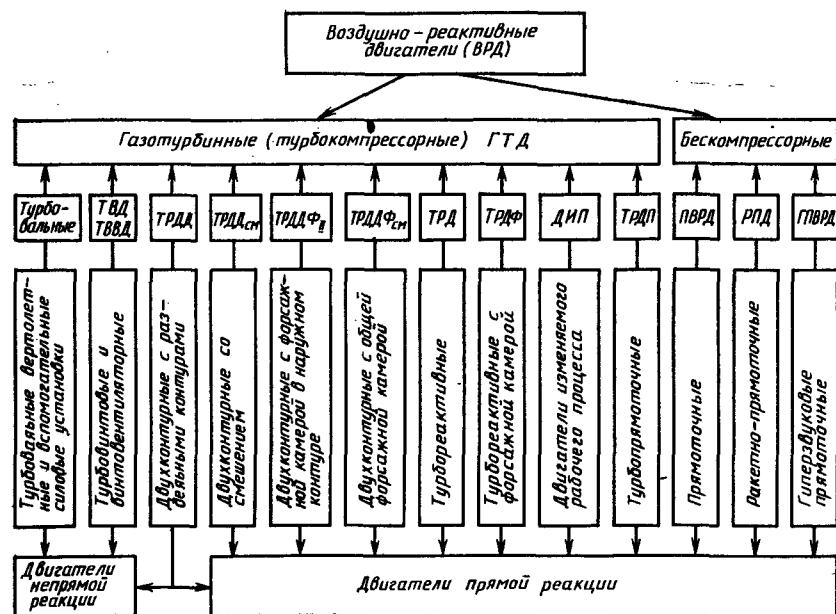


Рис. 1. Типы воздушно-реактивных двигателей

Каждое новое поколение ВРД отличается от предшествующего существенным улучшением характеристик, главным образом таких, как экономичность и удельная масса. Это достигается за счет повышения температуры газа перед турбиной, регулирования степени повышения давления, увеличения КПД элементов, применения новых прогрессивных материалов и технологий, перехода на более эффективные схемы двигателей и совершенствования их конструкции.

В табл. 1 приведены основные отличительные особенности двигателей каждого поколения и даны некоторые прогностические сведения о двигателях пятого и шестого поколений, над которыми сегодня работают ученые и конструкторы в нашей стране и за рубежом.

Из таблицы видно, что каждое новое поколение двигателей отличается от предыдущего повышением температуры газа перед турбиной не менее чем на 150 ... 250 К с соответствующим ростом степени повышения давления и усложнением конструкции в целом.

Данные о возможном уровне параметров и эффективности двигателей пятого и шестого поколений показывают, что несмотря на высокий темп развития в прошедшие годы ВРД еще имеются резервы их совершенствования. Будет также расширяться область применения ВРД и по назначению и по скоростям полета.

Наряду с улучшением основных относительных показателей двигателей характерным является непрерывный рост абсолютной

Таблица 1

Поколения авиационных газотурбинных ВРД

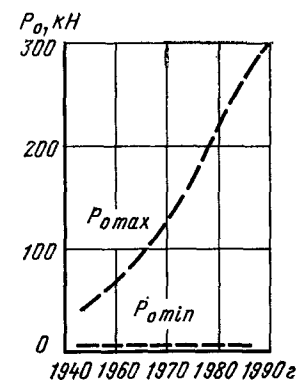
Характерные особенности	Первое	Второе	Третье	Четвертое	Прогнозируемые данные
Тип двигателя	ТРД	ТРДФ, ТРДД, ТВД, ТРДД с малым m	ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ	ТРДД с большим m , ТРДДФ	ТРДД, ТРДДФ, ТВВД
Удельная масса двигателя *	0,6 ... 0,8	0,22 ... 0,26	0,14 ... 0,18	0,12 ... 0,13	$< 0,09 \dots 0,10$
Удельный расход топлива на $M = 0,8$, $H = 11$ **	1,2 ... 1,4	1,1 ... 0,8	0,7 ... 0,64	0,62 ... 0,58	0,56 ... 0,50
Схема двигателя	Одновальный	Одновальный с регулируемым направлением аппарата компрессора	Одновальный с развитой механизацией	Двухвальный	Двухвальный Трехвальное Сокращение числа ступеней и лопаток
Максимальная температура газа перед турбиной	900 ... 1000	1150 ... 1250	1400 ... 1500	1500 ... 1650	1800 ... 2000

Характерные особенности	Первое	Второе	Третье	Четвертое	Прогнозируемые данные
Степень сжатия в компрессоре (суммарная)	3,5 ... 5,0	10 ... 13	14 ... 18	21 ... 27	30 ... 60 и более
Материал компрессора	Дюралюмин, конструкционная сталь	Титан, легированная сталь	Титан, жаропрочный сплав	Титан, жаропрочный сплав	Интерметаллиды, керамика, композиты
Материал турбины и наличие охлаждения	Жаропрочный сплав без охлаждения	Жаропрочный сплав улучшенного качества. Охлаждение соплового аппарата 1 ступени	Жаропрочные сплавы с дальнейшим улучшением жаропрочности. Охлаждение соплового аппарата и рабочего колеса	Сплавы направленной кристаллизации. Монокристаллические охлаждаемые сопловые аппараты 1 и 2 ступеней и рабочего колеса 1 ступени	Керамика, жаропрочный сплав

* Данные относятся к двигателям, предназначенным для маневренных самолетов.

** Данные относятся к двигателям для дозвуковых пассажирских самолетов.

Рис. 2. Изменение максимальной и минимальной тяги двигателей по годам



тяги одного агрегата. На рис. 2 приведен график роста максимальной тяги газотурбинных двигателей по годам. Нет оснований думать, что в последующие годы тяга двигателей больше не будет возрастать. Увеличивающаяся полетная масса самолетов будет требовать соответствующего роста тяги двигательной установки. Сохраняют значение и развиваются двигатели малой тяги, предназначенные для небольших летательных аппаратов.

Наряду с газотурбинными двигателями в последнее время все чаще применяются бескомпрессорные или прямоточные двигатели. Имея такой серьезный недостаток, как отсутствие стартовой тяги, прямоточные двигатели, тем не менее, становятся все более серьезными конкурентами ракетным двигателям в связи с существенно более высокой экономичностью, и, следовательно,

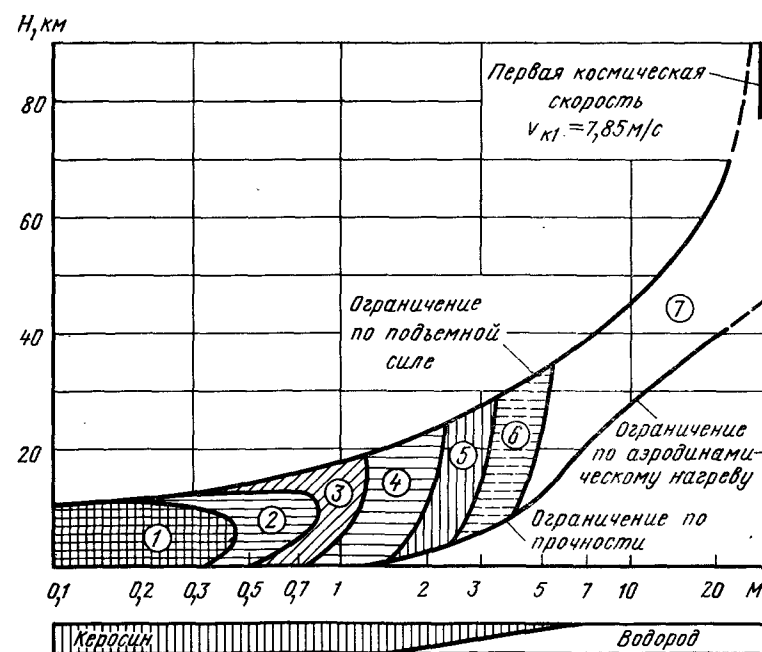


Рис. 3. Области применения различных типов ВРД по высоте и скорости полета:
1 — турбовальные двигатели; 2 — турбовинтовые и винтовентиляторные двигатели;
3 — двухконтурные и одноконтурные двигатели; 4, 5 — двухконтурные и одноконтурные двигатели с форсажной камерой; 6 — турбопрямоточные и прямоточные двигатели;
7 — прямоточные, гиперзвуковые прямоточные двигатели

(при одинаковых массе и габаритных размерах) более значительной дальностью полета.

Сочетание положительных свойств прямоточных двигателей на больших скоростях полета, на которых газотурбинные двигатели становятся неэффективными, с возможностью взлета и посадки на малых скоростях, появляющейся при использовании ГТД или ракетного двигателя для этих целей, достигается в показанной на рис. 1 группе двигателей, являющихся комбинацией ГТД—ПВРД или ракетных двигателей — ПВРД. Эти комбинированные двигатели еще не нашли широкого применения.

Примерные области применения различных воздушно-реактивных двигателей в так называемом «коридоре» полета самолетов по скорости и высоте показаны на рис. 3.

Теория воздушно-реактивных двигателей изучает возможные типы ВРД и принципиальные области их применения; закономерности, свойственные ВРД как тепловым машинам и как двигателям; а также условия совместной работы элементов двигателей с учетом особенностей тепловых и газодинамических процессов, совершающихся в них. Теории воздушно-реактивных двигателей должно предшествовать изучение термодинамики, газовой динамики, теории лопаточных машин.

ЧАСТЬ I

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВРД

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ТЕОРИИ ВРД

1.1. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ВРД

Наиболее простым типом газотурбинного двигателя прямой реакции является турбореактивный (ТРД) (рис. 1.1). Двигатель состоит из воздухозаборника 1, компрессора 2, камеры сгорания 3, турбины 4 и реактивного сопла 5.

Характерными являются сечения:

- 1) струи невозмущенного потока перед входом в двигатель (Н);
- 2) за воздухозаборником (В);
- 3) за компрессором (К);
- 4) за камерой сгорания (Г);
- 5) за турбиной (Т);
- 6) на срезе сопла (С).

При полете со скоростью V_{Π} набегающая струя воздуха частично сжимается в воздухозаборнике. В результате уменьшения кинетической энергии воздуха происходит его динамическое сжатие (точка В). Дальнейшее сжатие воздуха происходит в компрессоре (точка К). При больших сверхзвуковых скоростях динамическое сжатие так возрастает, что может составлять существенную долю всего повышения давления в двигателе. Так, например, у самолета Ту-144 уже при скорости $V_{\Pi} = 2200$ км/ч повышение давления воздуха в воздухозаборнике равно девяти и такова же степень повышения давления в компрессоре. При больших V_{Π} повышение давления в воздухозаборнике становится большим, чем в компрессоре.

Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания 3, где в него впрыскивается горючее (как правило, авиационный керосин), и затем происходит сгорание топливовоздушной смеси, в процессе которого температура продуктов сгорания повышается до величины, допускаемой жаропрочностью горячей части двигателя (точка Г). В турбине 4 часть потенциальной энергии газов преобразуется в механическую работу на валу, передаваемую компрессору 2. Степень понижения давления газа в турбине, необходимая для получения работы на валу, равной работе, затрачиваемой на сжатие воздуха в компрессоре, преодоление трения в подшипниках и привод вспомогательных агрегатов, всегда меньше, чем степень повышения давления в компрессоре, из-за возрастания работоспособности продуктов сгорания в связи с их высокой температу-

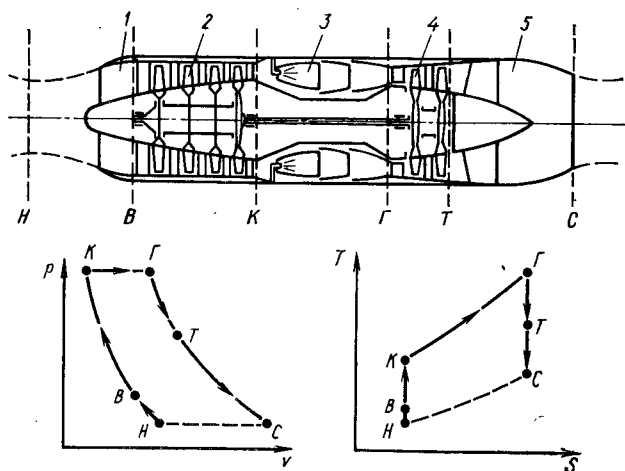


Рис. 1.1. Схема и термодинамический цикл ТРД в координатах $p-v$ и $T-S$. Точками отмечены значения параметров в характерных сечениях проточной части двигателя

рой. Перед реактивным соплом, следовательно, избыточное давление всегда больше давления в воздухозаборнике, перед компрессором, а температура перед соплом всегда выше температуры торможения набегающего потока. Поэтому скорость истечения продуктов сгорания из реактивного сопла ТРД больше скорости полета, что и обуславливает появление реактивной тяги двигателя.

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) (рис. 1.2) отличается от рассмотренного выше ТРД наличием форсажной камеры 5 между турбиной 4 и реактивным соплом 6. В эту камеру подается дополнительное количество топлива через специальные форсунки. Процесс горения организуется и стабили-

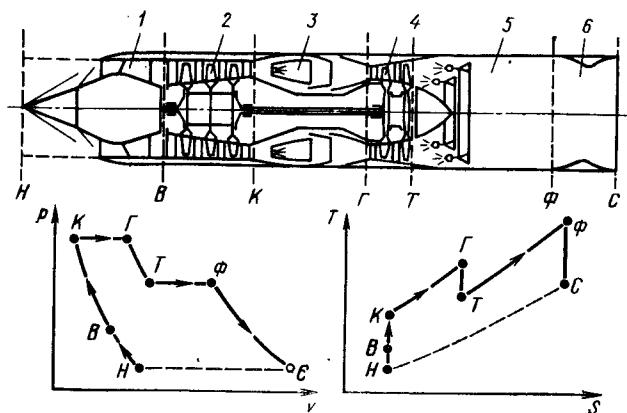


Рис. 1.2. Схема и термодинамический цикл ТРДФ в координатах $p-v$ и $T-S$

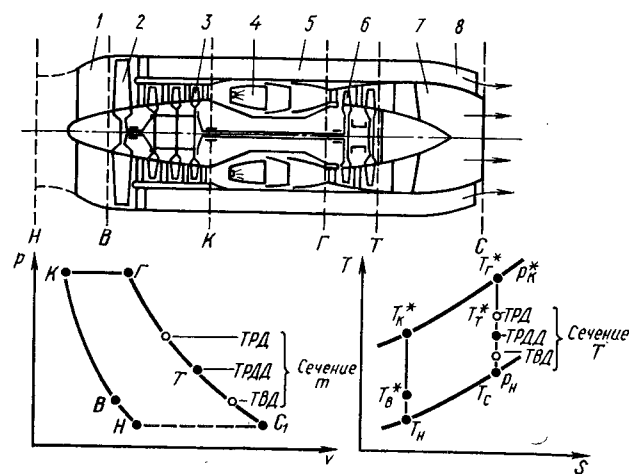


Рис. 1.3. Схема и термодинамический цикл ТРДД в координатах $p-v$ и $T-S$

зируется с помощью фронтального устройства, обеспечивающего перемешивание испаренного топлива и основного потока, содержащего некоторое количество кислорода, не использованного при сгорании топлива в основной камере 3. Повышение температуры, связанное с подводом тепла в форсажной камере, увеличивает располагаемую энергию продуктов сгорания и, следовательно, скорость истечения из реактивного сопла. Соответственно возрастает и реактивная тяга. ТРДФ обычно предназначается для сверхзвуковых скоростей полета и поэтому оборудуется сверхзвуковым воздухозаборником 1. В связи с тем, что при больших скоростях полета степень расширения в реактивном сопле ТРДФ получается больше критической, оно выполняется в виде сопла Лаваля, т. е. с расширяющейся частью после критического сечения.

На рис. 1.3 приведена схема наиболее распространенного типа ГТД — двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД). В этом двигателе воздух, выходящий из воздухозаборника 1, сжимается в первой (передней) части компрессора 2, называемой также вентилятором, а затем разделяется на два потока. Внутрен-

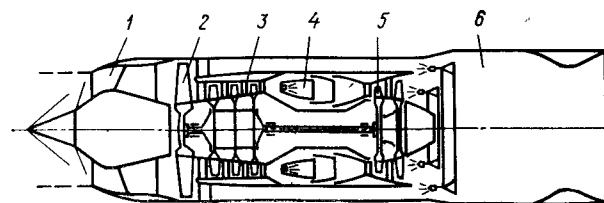


Рис. 1.4. Схема ТРДДФ

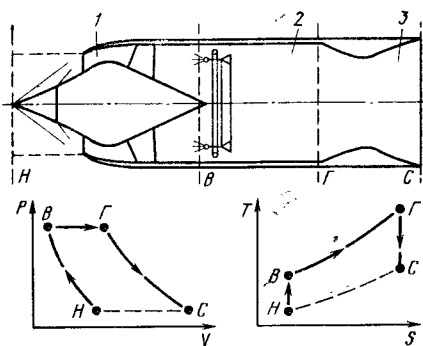


Рис. 1.5. Схема и термодинамический цикл СПВРД в координатах $p-v$ и $T-S$

ний поток подвергается сжатию в задней части компрессора 3, а затем поступает в камеру сгорания 4, где подогревается, как и в ТРД. В турбине 6 продукты сгорания расширяются до установившегося давления более низкого, чем в ТРД, так как работа, получаемая в

турбине, должна быть несколько больше, чем в ТРД, в связи с затратой дополнительной части ее на сжатие вентилятором 2 воздуха, поступающего во внешний контур. Располагаемая перед реактивным соплом внутреннего контура ТРДД поэтому получается меньшей, так же как и скорость истечения. Вместе с тем, дополнительная масса воздуха, поступающая из вентилятора 2 во внешний контур 5, расширяясь в кольцевом сопле 8, создает дополнительную тягу и общая тяга двигателя поэтому возрастает. Отношение расхода воздуха, проходящего через внешний контур, к расходу воздуха через внутренний контур получило название степени двухконтурности m .

Находят применение двухконтурные двигатели с форсажными камерами (ТРДДФ). На рис. 1.4 показана схема двухконтурного двигателя, у которого продукты сгорания, выходящие из турбины, смешиваются с воздухом, поступающим из внешнего контура, а затем к общему потоку подводится тепло в форсажной камере, работающей по такому же принципу, как и в ТРДФ. Продукты сгорания в этом двигателе истекают из одного общего реактивного сопла. Такой двигатель называется двухконтурным двигателем с общей форсажной камерой.

Большое распространение в авиации получили турбовинтовые двигатели (ТВД) и их разновидность — турбовальные двигатели для вертолетов. Принципиальная схема и рабочий процесс ТВД, как и у ТРДД без форсажной камеры (см. рис. 1.3). Различие заключается лишь в том, что в ТРДД избыточная мощность турбины затрачивается на привод вентилятора, сжимающего воздух во внешнем контуре, а в ТВД — на привод винта (через редуктор). И винт, и внешний контур выполняют по существу одну и ту же функцию — ускорения дополнительной массы воздуха и получения в результате этого дополнительной силы тяги.

Как было сказано выше, при больших сверхзвуковых скоростях полета повышение давления за счет динамического сжатия воздуха может быть достаточно большим. Поэтому можно создавать воздушно-реактивные двигатели для больших скоростей полета без использования компрессора и турбины. Такие двигатели полу-

чили название прямоточных двигателей (ПВРД). Схема ПВРД для сверхзвуковых скоростей полета (СПВРД) показана на рис. 1.5. Здесь сжатие набегающего потока осуществляется в воздухозаборнике 1, после которого воздух с дозвуковой скоростью поступает в камеру сгорания 2. Процесс сгорания заканчивается перед реактивным соплом типа сопла Лавалля 3.

При очень больших скоростях полета, превышающих $M_d = 7 \dots 8$, сжатие воздуха в воздухозаборнике ПВРД целесообразно производить не до дозвуковой, а до умеренной сверхзвуковой скорости, так как в этом случае уменьшаются потери полного давления в воздухозаборнике и эффективность рабочего процесса повышается. Такой двигатель называется сверхзвуковым прямоточным ВРД (ГПВРД). Снижение давления и температуры на входе в камеру сгорания ГПВРД при сжатии воздуха до сверхзвуковой скорости оказывается целесообразным и по другим соображениям, в том числе из-за облегчения условий работы основных узлов двигателя. В то же время возникают значительные трудности с организацией процесса сгорания в сверхзвуковом потоке вследствие малого времени пребывания топливовоздушной смеси в камере сгорания и ряда других особенностей высокоскоростных течений.

Сопоставляя рабочие процессы рассмотренных выше ВРД, можно сделать вывод о том, что большинство из них, в частности, ТРД, ПВРД, ТВД и ТРДД без теплоподвода в форсажной камере работают по одному и тому же термодинамическому циклу с подводом тепла при $p = \text{const}$.

Предлагались разнообразные схемы ВРД, использующих термодинамический цикл с подводом тепла при $v = \text{const}$.

1.2. УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВРД

Для сравнительной оценки ВРД на практике широко пользуются относительными величинами, характеризующими уровень технического совершенства двигателей. Эти величины носят название удельных параметров двигателя и делятся на три группы:

1) тяговые или мощностные параметры — удельная тяга (или мощность), лобовая тяга, коэффициент тяги;

2) параметры, определяющие относительную затрату топлива — удельный расход топлива, удельный импульс;

3) параметры, характеризующие массу (вес) и объем двигателя. Удельная тяга ВРД ($P_{уд}$) определяется отношением тяги, развиваемой двигателем, к секундному расходу воздуха: $P_{уд} = P/G_v$. Размерность удельной тяги Н.с/кг или м/с ($1Н = 1 \text{ кг} \cdot \text{м}/\text{с}^2$), т. е. удельная тяга имеет размерность скорости. Могут быть использованы большие единицы измерения $P_{уд} = 1 \text{ даН} \cdot \text{с}/\text{кг} = 10 \text{ Н} \cdot \text{с}/\text{кг}$ и $P_{уд} = 1 \text{ кН} \cdot \text{с}/\text{кг} = 1000 \text{ Н} \cdot \text{с}/\text{кг}$.

Удельная тяга — один из наиболее важных параметров ВРД. Чем больше удельная тяга двигателя данного типа, тем большую

абсолютную тягу он будет иметь при заданных условиях полета, размере и массе двигательной установки.

У двигателей не прямой реакции результат работы двигателя обычно определяется не тягой, а его мощностью. Например, в ТВД используют понятие эквивалентной мощности двигателя N_e , которая равна сумме мощности, развиваемой на валу двигателя (винта), и условной мощности, развиваемой за счет прямой реакции. Поэтому параметром, аналогичным удельной тяге, здесь служит так называемая удельная мощность в Вт·с/кг или Дж/кг, т. е. мощность двигателя, приходящаяся на один килограмм воздуха, проходящего через двигатель в единицу времени:

$$N_{э. уд} = N_e / G_B.$$

Лобовая тяга — тяга ВРД, отнесенная к наибольшей площади поперечного сечения двигателя (площади миделевого сечения). Размерность лобовой тяги двигателя — Н/м²:

$$P_F = P / F_{mid}.$$

В зависимости от типа двигателя и его назначения наибольшим сечением, по которому определяется P_F , может быть входное сечение компрессора, выходное сечение турбины, срез реактивного сопла, основная или форсажная камера сгорания. Часто лобовую тягу определяют по площади входа в воздуховоронник:

$$P'_F = P / F_{вх}.$$

Лобовая тяга, или тяга, которую можно получить с 1 м² площади миделевого сечения (или входа), является важной характеристикой авиационных реактивных двигателей. Она характеризует возможность получения заданной величины тяги при ограничениях максимального диаметра двигателя (например, при расположении двигателя в фюзеляже самолета). При наружном расположении двигателя на летательном аппарате (в гондоле двигателя) величина лобовой тяги, определяющая его лобовую площадь при данной тяге, в значительной степени определяет внешнее сопротивление двигательной установки. В однотипных двигателях увеличение лобовой тяги косвенно свидетельствует также об улучшении их массовых характеристик.

Коэффициент тяги. Безразмерным коэффициентом тяги c_P называют отношение лобовой тяги к скоростному напору набегающего воздуха $q = \rho_n V_n^2 / 2$; где ρ_n — плотность невозмущенного потока;

$$c_P = \frac{P_F}{q} = \frac{P}{F_{mid} \rho_n V_n^2 / 2}$$

или

$$c'_P = \frac{P}{F_{вх} \rho_n V_n^2 / 2},$$

если используется площадь входа.

Коэффициент тяги обычно используется для оценки бескомпрессорных прямоточных и комбинированных воздушно-реактивных двигателей, применяемых на ракетах. Тяга этих двигателей с использованием коэффициента c_P определяется формулой

$$P = c_P F_{mid} \rho_n V_n^2 / 2.$$

По структуре это уравнение совпадает с выражением для силы аэродинамического сопротивления при движении тела в воздухе. Часто прямоточный ВРД и ракета органически связаны в единый агрегат «ракета—двигатель», причем мидель двигателя определяет и мидель ракеты. В этом случае сила сопротивления движению ракеты может быть выражена через ее коэффициент сопротивления c_x и площадь миделя:

$$X = c_x F_{mid} \rho_n V_n^2 / 2.$$

Тогда использование коэффициента тяги c_P становится особенно удобным. Коэффициент тяги двигателя можно непосредственно сравнивать с коэффициентом сопротивления, а избыточная тяга, идущая на разгон или подъем летательного аппарата, определится разностью этих коэффициентов $\Delta P = P - X = (c_P - c_x) \times F_{mid} \rho_n V_n^2 / 2$. При горизонтальном установившемся полете сила тяги равна силе сопротивления, тогда $c_P = c_x$.

Удельный расход топлива в двигателе определяется отношением часового массового расхода топлива к тяге, развиваемой двигателем (размерность $\left[\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right]$):

$$c_{уд} = 3600 G_T / P = 3600 q_T / P_{уд},$$

где $q_T = G_T / G_B$ — отношение секундных расходов топлива и воздуха в двигателе (точнее $q_T = \frac{G_T}{G_{к.с}} = \frac{G_T}{G_B - G_{отб}} = \frac{G_T}{G_B (1 - \delta_{отб})}$), где $G_{к.с}$ — расход воздуха на входе в камеру сгорания, который, как правило, меньше расхода воздуха на входе в компрессор за счет отбора части его на различные нужды ($\delta_{отб} = G_{к.с} / G_B$).

Удельный расход топлива характеризует экономичность рабочего процесса двигателя, так как показывает, сколько топлива затрачивает двигатель данного типа на заданной скорости в единицу времени полета для создания тяги, равной 1 Н.

Параметром, аналогичным $c_{уд}$, у двигателей не прямой реакции (ТВД) служит удельный расход топлива на единицу эквивалентной мощности двигателя: $c'_e = G_T / N_e = q_T / N_{э. уд}$, [кг/(Вт·с)] или $c_e = 3600 \cdot q_T / N_{э. уд}$, [кг/(кВт·ч)].

Удельный импульс тяги характеризуется величиной тяги двигателя, которая образуется при сжигании одного килограмма топлива в секунду, т. е. является величиной, обратной удельному расходу топлива: $J_{уд} = P / G_T = P_{уд} / q_T = 1 / c_{уд}$.

Размерность удельного импульса тяги совпадает с размерностью удельной тяги. Удельный импульс тяги так же, как и удельный расход топлива, является характеристикой экономичности двига-

телей и обычно используется для оценки двигателей, устанавливаемых на ракетах (по аналогии с соответствующим параметром у ЖРД и РДТТ).

Удельный вес двигателя — отношение силы тяжести сухой массы двигателя к его максимальной тяге при стандартных атмосферных условиях.

Удельная масса двигателя подсчитывается как отношение его сухой массы к максимальной эквивалентной мощности при взлете N_{e0} в кг/кВт:

$$\mu_{дв} N = M_{дв} / N_{e0}.$$

Важным параметром реактивных двигателей (ТРД, ТРДД) является их объем. Особенное значение этот параметр приобретает у подъемных турбореактивных двигателей, размещение которых в самолете связано со значительными трудностями. Для характеристики объема двигателей часто используют *удельную объемную тягу в Н/м³*, представляющую собой отношение тяги двигателя при взлете к его объему: $P_v = P_0 / V_{дв}$.

1.3. ВРД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА

Рассмотрение основных принципов работы ВРД различных схем, проведенное в 1.1, показывает, что при оценке эффективности той или иной схемы мы можем рассматривать ее с двух точек зрения.

Во-первых, двигательную установку можно рассматривать как машину, служащую для преобразования выделяющейся в камере сгорания тепловой энергии в механическую работу, которая получается или в форме приращения кинетической энергии струи, или частично в виде работы на валу дополнительной турбины, имеющейся, например, в турбовинтовом или двухконтурном двигателях. При таком подходе эффективность двигателя рассматривается лишь как эффективность тепловой машины.

Во-вторых, двигательную установку можно характеризовать как средство преобразования полученной механической энергии в полезную работу силы тяги. В этом случае эффективность двигательной установки оценивается только как эффективность движителя.

Поэтому при рассмотрении воздушно-реактивного двигателя как тепловой машины мы можем отвлечься от конкретного типа двигателя (ТРД, ТРДД, ТВД), так как задача сводится к выяснению условий, при которых тепловая энергия топлива наиболее эффективно преобразуется в механическую энергию в процессе реализации рабочего цикла, независимо от того, в какой форме эта энергия получается.

Идеальный цикл ВРД

На рис. 1.6 в $T-S$ -диаграмме показан идеальный рабочий цикл турбореактивного двигателя, т. е. цикл, который мог бы быть осуществлен идеальным газом (газовая постоянная R и по-

казатель адиабаты $k = c_p / c_v$ остаются неизменными) без потерь в процессах сжатия, подвода тепла и расширения. Будем также пренебрегать изменением массы рабочего тела, связанным с добавкой топлива и возможными утечками в проточной части.

Здесь и дальше будем рассматривать состояние рабочего тела в характерных сечениях перед двигателем и за каждым агрегатом двигателя, в котором происходит то или иное преобразование энергии, и обозначать эти сечения индексами, соответствующими агрегатам, за которыми располагаются данные сечения (см. рис. 1.1).

В двигателях более сложных схем рассматриваются еще и дополнительные сечения.

Использование для характеристики состояния газа в характерных сечениях, соответствующих началу или концу процессов, образующих цикл, параметров заторможенного потока является условным. В действительности, в камере сгорания тепло подводится к движущемуся газу с давлением в потоке, меньшим, чем p_k^* . В этом случае, как известно, происходит уменьшение полного давления газа в процессе подвода тепла. Однако эффекты, зависящие от скорости течения рабочего тела в проточной части ВРД, для большинства схем этих двигателей весьма невелики, а рассмотрение цикла в заторможенных параметрах значительно упрощает его анализ. Лишь при рассмотрении гиперзвуковых ПВРД, имеющих сверхзвуковые скорости течения в камере сгорания, оценка эффективности цикла ведется по статическим параметрам.

Изоэнтروпический процесс $n-v$ (см. рис. 1.6) соответствует сжатию в воздухозаборнике, $v-k$ — в компрессоре. Процесс подвода тепла характеризуется изобарой $k-g$. Изоэнтропический процесс расширения в турбине обозначен отрезком $g-t$ и расширение в реактивном сопле — отрезком $t-c$. Термодинамический цикл $n-k-g-c-n$, образованный этими процессами, носит название цикла с подводом тепла при постоянном давлении $p = \text{const}$.

Работа идеального цикла $p = \text{const}$ обозначается L_t и характеризуется в $T-S$ -диаграмме площадью $n-k-g-c$, ограниченной кривыми процессов. Действительно, работа 1 кг рабочего тела должна быть равна разности подведенного Q_1 и отведенного Q_2 в цикле количеств тепла, т. е. разности величин $Q_1 = c_p (T_g^* - T_k^*)$, пропорциональной площади $n'-k-g-c'$, и $Q_2 = c_p (T_c - T_n)$, пропорциональной площади $n'-n-c-c'$. Так как $c_p = \frac{k}{k-1} R$,

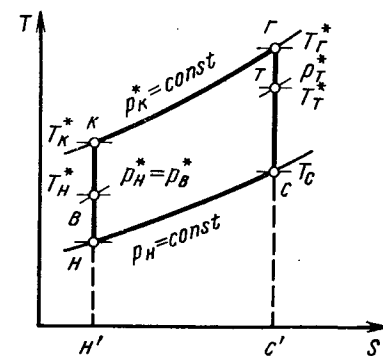


Рис. 1.6. $T-S$ -диаграмма идеального цикла ТРД

то работа цикла может быть записана в виде:

$$L_t = Q_1 - Q_2 = \frac{k}{k-1} R [(T_r^* - T_k^*) - (T_c - T_n)]. \quad (1.1)$$

Из термодинамики известно, что $\frac{k}{k-1} R (T_k^* - T_n)$ — работа изэнтропического сжатия L_{cs} , а $\frac{k}{k-1} R (T_r^* - T_c)$ — работа изэнтропического расширения L_{ps} . Поэтому работу цикла (1.1) можно записать как разность работ расширения и сжатия:

$$L_t = L_{ps} - L_{cs}.$$

В формуле (1.1) и во всех дальнейших выражениях при анализе циклов индексация соответствует ГТД. При замене параметров за компрессором (к) на параметры за входным устройством (в) они, естественно, распространяются и на ПВРД.

Обозначим степень повышения давления в цикле π_Σ

$$\pi_\Sigma = p_k^*/p_n = (p_n^*/p_n)(p_k^*/p_n^*) = \pi_v^* \pi_k^*;$$

в ПВРД $\pi_\Sigma = \pi_v^*$. Степень повышения температуры обозначим $\theta = T_r^*/T_n$.

Выразим работу цикла через его основные параметры π_Σ и θ . Выражение (1.1) для L_t можно переписать так:

$$L_t = \frac{k}{k-1} R [(T_r^* - T_c) - (T_k^* - T_n)] = \\ = \frac{k}{k-1} R [T_r^* (1 - T_c/T_r^*) - T_n (T_k^*/T_n - 1)].$$

Учитывая, что процессы изэнтропического расширения и сжатия происходят между одинаковыми уровнями давлений ($p_k^* = p_r^*$ и $p_n = p_c$), и, следовательно,

$$T_r^*/T_c = T_k^*/T_n = (p_k^*/p_n)^{\frac{k-1}{k}} = \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}},$$

можно получить окончательное выражение для работы идеального цикла:

$$L_t = \frac{k}{k-1} R T_n \left[\theta \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}} \right) - \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right]. \quad (1.2)$$

В выражении (1.2), кроме параметров π_Σ и θ присутствует температура окружающей среды T_n , которая не может выбираться произвольно, так как она однозначно зависит от высоты полета H .

Влияние высоты полета всегда может быть учтено через θ . Таким образом, мы приходим к выводу, что только величины π_Σ и θ , назначаемые нами по тем или иным соображениям, являются основными параметрами рабочего процесса.

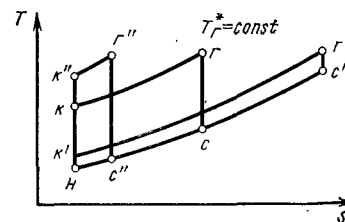
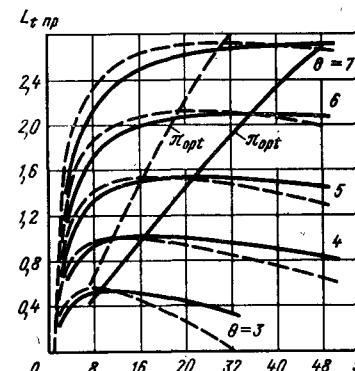


Рис. 1.7. T—S-диаграмма идеальных циклов при $T_r^* = \text{const}$

Рис. 1.8. Зависимость приведенной работы идеального цикла от π и θ (— $k = 1,4$; — $k = 1,33$)



Из выражения (1.2) следует, что увеличение степени повышения температуры θ всегда приводит к росту работы цикла. Иначе обстоит дело с зависимостью работы от величины π_Σ . При некотором значении π_Σ работа цикла максимальна. В этом легко, в частности, убедиться из рассмотрения рис. 1.7, где в T—S-диаграмме изображены идеальные циклы с разными значениями π_Σ , но ограниченные одинаковым значением T_r^* , лимитируемым на практике жаропрочностью выбранных конструктивных материалов для горячей части двигателя. Площадь цикла $n-k'-r'-c'$ с очень малой величиной π_Σ , так же как и цикла $n-k''-r''-c''$ с большой величиной степени повышения давления, явно меньше площади $n-k-g-c$, характеризующей работу цикла с промежуточным значением π_Σ .

Наличие максимума у зависимости $L_t = f(\pi_\Sigma)$ также может быть объяснено следующими соображениями. При $\pi_\Sigma = 1$ работа L_t равна нулю, так как цикла при этом нет; при некотором значении $\pi_{\Sigma \max}$, при котором $T_k^* = T_r^*$, L_t также равна нулю, так как в этом цикле при заданной величине T_r^* нельзя подвести тепло к рабочему телу. Из выражения (1.2) выводится очевидное

соотношение $\pi_{\Sigma \max} = \theta^{\frac{k}{k-1}}$. Следовательно, максимальное значение L_t должно достигаться при каком-то промежуточном значении π_Σ . Оптимальная величина $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$ может быть найдена из анализа выражения (1.2) на экстремум по $\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}$:

$$\frac{\partial L_t}{\partial \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \right)} = \frac{k}{k-1} R T_n \left[\frac{\theta}{\left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \right)^2} \right] = 0; \quad \theta = \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \right)^2.$$

Отсюда оптимальная величина степени повышения давления в идеальном цикле определится как

$$\pi_{\Sigma \text{opt } L} = \theta^{\frac{k}{2(k-1)}} = (T_r^*/T_n)^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (1.3)$$

Характерно, что $\pi_{\Sigma \text{opt } L} = \sqrt{\pi_{\Sigma \max}}$.

Из выражения (1.3) следует, что с ростом температуры газа T_r^* (или с понижением T_n , что соответствует, например, увеличению высоты полета до 11 км) оптимальная величина π_Σ возрастает. На рис. 1.8 показаны зависимости безразмерной величины работы цикла $L_{t\text{пр}} = L_t / \left(\frac{k}{k-1} R T_n \right)$ (назовем ее приведенной работой) от степени повышения давления для разных значений θ , составляющих величину порядка 5 ... 8. Оптимальные значения π_Σ достигают очень больших величин (при $k = 1,33$ $\pi_{\Sigma\text{opt}} \approx 25 \dots 50$). Аналитическое выражение максимальной приведенной работы цикла, которое получается подстановкой выражения для $\pi_{\Sigma\text{opt}L}$ (1.3) в (1.2), оказывается очень простым:

$$L_{t\text{пр max}} = (\sqrt{\theta} - 1)^2. \quad (1.4)$$

Таким образом, величина максимальной приведенной работы идеального цикла зависит только от степени подогрева газа в цикле.

Коэффициент полезного действия идеального цикла (термический КПД) показывает, какая часть подведенной в цикле теплоты превращается в работу:

$$\eta_t = \frac{\theta_1 - \theta_2}{\theta_1} = \frac{\frac{k}{k-1} R [(T_r^* - T_k^*) - (T_c - T_n)]}{\frac{k}{k-1} R (T_r^* - T_k^*)}.$$

Отсюда

$$\eta_t = \frac{T_c - T_n}{T_r^* - T_k^*} = 1 - \frac{T_c - T_n}{T_c T_r^* / T_c - T_n T_k^* / T_n} = 1 - \frac{T_c - T_n}{(T_c - T_n) \pi^{\frac{k-1}{k}}}$$

и окончательно

$$\eta_t = 1 - 1/\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}. \quad (1.5)$$

Термический КПД, как видно из выражения (1.5), зависит только от степени повышения давления в цикле и монотонно увеличивается с ростом π_Σ (рис. 1.9). Таким образом, все факторы, приводящие к увеличению суммарной степени повышения давления в ВРД, работающем по идеальному циклу $p = \text{const}$ (повышение π_k^* или рост π_Σ^* с увеличением скорости полета), приводят к росту термического КПД цикла.

Располагаемая работа ВРД. В результате осуществления идеального цикла в ВРД образуется механическая энергия. Эта энергия, которую мы будем называть располагаемой работой, в двигателях прямой реакции равна увеличению кинетической энергии газа в двигателе, т. е. величине $(c_c^2 - V_n^2)/2$ на каждый килограмм рабочего тела (здесь c_c — скорость истечения из сопла при расширении до p_n). В двигателях непрямой реакции располагаемая работа включает еще и механическую работу, снимаемую с вала двигателя. Очевидно, располагаемая работа, приходящаяся на

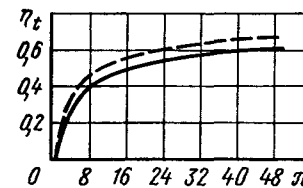


Рис. 1.9. КПД идеального цикла $p = \text{const}$ (— $k = 1,4$; $k = 1,33$)

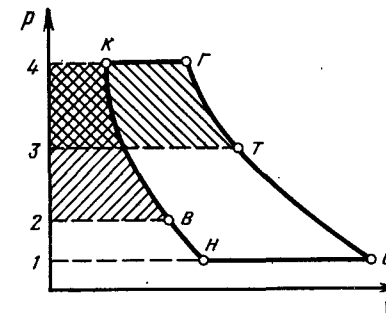


Рис. 1.10. Идеальный цикл ТРД в $p-v$ координатах

1 кг рабочего тела, проходящего через двигатель, должна равняться работе его термодинамического цикла L_t . Покажем это на примере ТРД.

На рис. 1.10 изображен идеальный цикл ТРД в координатах $p-v$. Работа цикла L_t здесь равна площади $n-v-k-g-t-s-n$ как разности работы расширения (пл. 1-4-g-t-s-1) и работы сжатия (пл. 1-4-k-v-n-1). С другой стороны, в ТРД работа турбины равна работе компрессора, т. е. равны заштрихованные площади на диаграмме: пл. 3-4-g-t-3 = пл. 2-4-k-v-2. В этом случае работа цикла L_t может быть изображена площадью $n-v-2-3-t-s-n$.

Кинетическая энергия газов, выходящих из двигателя прямой реакции (так называемая свободная энергия $L_{св}$), образуется в результате изэнтропического расширения от точки t до точки s :

$$L_{св} = \frac{c_c^2}{2} = (\text{работа расширения } t-s) = \text{пл. } 1-3-t-s-1 = \text{пл. } n-v-2-3-t-s-n + \text{пл. } 1-2-v-n-1 = L_t + \text{пл. } 1-2-v-n-1.$$

Здесь пл. 1-2-v-n-1 соответствует работе динамического сжатия от точки n до точки v , которая равна кинетической энергии набегающего потока воздуха $V_n^2/2$.

Таким образом,

$$L_t = L_{св} - V_n^2/2 \quad (1.6)$$

и

$$L_t = (c_c^2 - V_n^2)/2, \quad (1.7)$$

т. е. располагаемая работа равна работе цикла.

Действительный цикл ВРД

В реальном цикле ВРД все процессы, протекающие в его элементах, сопровождаются потерями. Кроме того, физические свойства рабочего тела не остаются неизменными как в связи с изменением температуры в процессах сжатия и расширения, так и за счет отличия химического состава продуктов сгорания и воздуха.

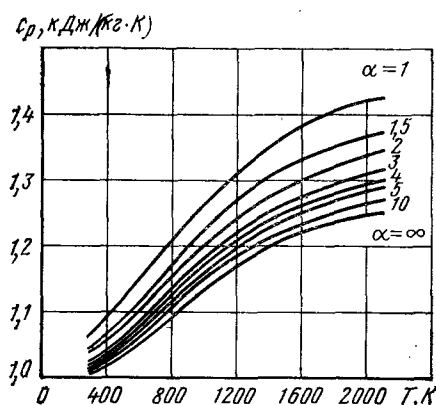


Рис. 1.11. Зависимость теплоемкости газов от температуры и состава газа (топливо—керосин)

представляется как функция двух переменных

$$c_p = c_p(T, q_T). \quad (1.8)$$

Зависимость теплоемкости от температуры и состава газа показана на рис. 1.11. Состав газа характеризуется величиной относительного расхода топлива q_T или коэффициентом избытка воздуха

$$\alpha = \frac{1}{q_T L_0}.$$

В алгоритме расчета с последующим использованием ЭВМ эту зависимость можно представить в виде аппроксимирующего полинома n -го порядка

$$c_p = c_p(T, q_T) = \sum_{j=0}^n a_j(q_T) (T/1000)^j, \quad (1.9)$$

где $a_j(q_T)$ — коэффициенты полинома, зависящие от величин q_T , 1000 — масштабный коэффициент.

Изменение энтальпии в процессе от начальной температуры T_0 до температуры T имеет вид:

$$\Delta i = i(T, T_0, q_T) = \int_{T_0}^T c_p(T, q_T) dT. \quad (1.10)$$

Если за исходную температуру принять $T_0 = 293$ К, то уравнение (1.10) запишем так:

$$i = i(T, 293\text{К}, q_T) = \int_{293\text{К}}^T c_p(T, q_T) dT. \quad (1.11)$$

При расчете энтальпии за исходную рационально принимать температуру $T_0 = 293$ К, так как при такой начальной темпера-

Точный учет всех условий протекания процессов в ВРД даже с применением современных ЭВМ представляет собой исключительно трудоемкий процесс. Поэтому существуют различные приближенные математические методы описания процессов, происходящих в двигателе, которые с использованием ЭВМ позволяют получать вполне приемлемые для технических расчетов результаты.

Один из этих методов заключается в следующем.

Теплоемкость газов пред-

Рис. 1.12. Зависимость газовой постоянной от относительного расхода топлива (топливо—керосин)

туре обычно определяется низшая удельная теплота сгорания топлива H_u .

Подставив в уравнение (1.10) полином (1.9) и проведя интегрирование, получим

$$\Delta i = i(T, T_0, q_T) = 1000 \sum_{j=0}^n \frac{a_j(q_T)}{j+1} \left[\left(\frac{T}{1000} \right)^{j+1} - \left(\frac{T_0}{1000} \right)^{j+1} \right]. \quad (1.12)$$

Уравнение (1.12) решает задачу определения энтальпии по известным значениям температур T_0 и T (при $T > T_0$ $\Delta i > 0$, а при $T < T_0$ $\Delta i < 0$). Для решения обратной задачи — определения температуры T по известным значениям Δi и T_0 , представим уравнение (1.12) в другом виде, приведенном в сокращенной записи:

$$\Delta i - i(T, T_0, q_T) = 0. \quad (1.13)$$

Из уравнения адиабаты $R dp/p = ds$ после его интегрирования можно определить отношение давлений в процессах сжатия и расширения

$$p/p_0 = \exp(S - S_0)/R.$$

Для дальнейшего использования в математических моделях ВРД, применительно к расчетам на ЭВМ, уравнения адиабаты запишем в виде:

$$R(q_T) \frac{dp}{p} = c_p(T, q_T) \frac{dT}{T}, \quad (1.14)$$

где $R(q_T)$ — газовая постоянная, зависящая только от q_T , определяется по формуле:

$$R = R(q_T) = 287 \frac{1 + 1,0862 q_T}{1 + q_T}. \quad (1.15)$$

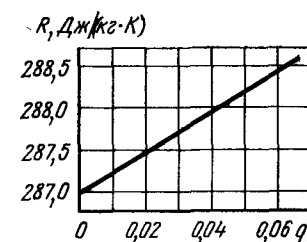
Зависимость газовой постоянной от относительного расхода топлива показана на рис. 1.12.

Интегрируя уравнение адиабаты с учетом (1.12), получим:

$$R(q_T) \ln \frac{p}{p_0} = a_0(q_T) \ln \frac{T}{T_0} + \sum_{j=1}^n \frac{a_j(q_T)}{j} \left[\left(\frac{T}{1000} \right)^j - \left(\frac{T_0}{1000} \right)^j \right] \quad (1.16)$$

и определим из него отношение давлений:

$$\begin{aligned} \frac{p}{p_0} &= \Pi(T, T_0, q_T) = \\ &= \exp \frac{\left[a_0(q_T) \ln \frac{T}{T_0} \right] + \sum_{j=1}^n \frac{a_j(q_T)}{j} \left[\left(\frac{T}{1000} \right)^j - \left(\frac{T_0}{1000} \right)^j \right]}{R(q_T)}. \end{aligned} \quad (1.17)$$



Уравнение дает возможность определить отношение давлений p/p_0 по известным значениям температур T и T_0 (при $T > T_0$ $p/p_0 > 0$, а при $T < T_0$ $p/p_0 < 1$). Для решения обратной задачи — определения температуры по известным значениям p/p_0 и T_0 запишем уравнение (1.17) в виде (сокращенная запись):

$$p/p_0 - \Pi(T, T_0, q_T) = 0. \quad (1.18)$$

Уравнения (1.13) и (1.18) при степени полинома $n > 3$ могут решаться только приближенными методами, например, методом касательной.

Уравнение (1.9) определяет истинную теплоемкость рабочего тела. По истинной теплоемкости и газовой постоянной можно определить показатель адиабаты

$$k = \frac{c_p}{c_p - R}. \quad (1.19)$$

Среднее значение теплоемкости в диапазоне температур от T_0 до T при заданном q_T можно найти, используя зависимость

$$c_{p\text{ ср}} = c_p(T, T_0, q_T) = \frac{i(T, 293\text{K}, q_T) - i(T_0, 293\text{K}, q_T)}{T - T_0}, \quad (1.20)$$

а соответствующий $c_{p\text{ ср}}$ показатель адиабаты из формулы

$$K_{\text{ср}} = \frac{c_{p\text{ ср}}(T, T_0, q_T)}{c_{p\text{ ср}}(T, T_0, q_T) - R(q_T)}. \quad (1.21)$$

Теперь определены все основные термодинамические соотношения, которые в дальнейшем могут быть использованы при расчетах двигателей и их элементов по математическим моделям высших уровней.

Чтобы найти аналитические зависимости работы и КПД реального цикла от основных параметров рабочего процесса, необходимо упростить приведенные выражения. В частности, будем считать (как и в идеальном цикле) неизменным количество рабочего тела, т. е. пренебрежем отбором воздуха, утечками и подводом массы топлива. Далее будем учитывать изменение теплоемкости воздуха и газа введением разных, но постоянных значений c_p для воздуха и газа с учетом рассматриваемых интервалов температур. Примем также, что суммарная степень повышения давления π_Σ равна степени расширения газов, т. е. при одинаковом начальном и конечном давлениях p_n и p_c одинаковыми принимаются максимальные давления p_k^* и p_r^* . Это значит, что потери давления в камере сгорания не учитываются. Наконец, КПД процессов сжатия в воздухозаборнике и компрессоре и процессов расширения в турбине и реактивном сопле будем характеризовать осредненными величинами η_c и η_p соответственно.

Потери в камере сгорания, таким образом, могут быть учтены некоторым снижением КПД расширения.

Действительный цикл в T — S -диаграмме показан на рис. 1.13.

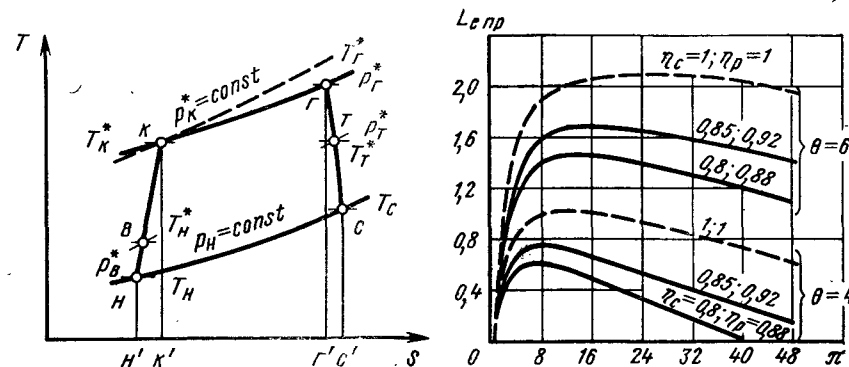


Рис. 1.13. Действительный цикл

Рис. 1.14. Зависимость приведенной работы действительного цикла от степени повышения давления (сплошные линии); идеальный цикл, $k = 1,4$ (штриховые)

Эффективную работу действительного цикла при сделанных допущениях можно определить как разность действительных работ расширения и сжатия:

$$L_e = L_{ps}\eta_p - L_{cs}/\eta_c, \quad (1.22)$$

где изоэнтروпические работы сжатия и расширения

$$L_{cs} = \frac{k}{k-1} RT_n \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

и

$$L_{ps} = \frac{k_r}{k_r-1} R_r T_r^* \left(1 - 1/\pi_\Sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}} \right).$$

Индексом r снабжены показатель адиабаты и газовая постоянная газа, без индекса даются те же величины для воздуха. Если ввести коэффициент

$$e = \frac{\frac{k_r}{k_r-1} R_r \left(1 - 1/\pi_\Sigma^{\frac{k_r-1}{k_r}} \right)}{\frac{k}{k-1} R \left(1 - 1/\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (1.23)$$

учитывающий различие между R и k для газа и воздуха, то выражение (1.22) может быть записано в виде

$$L_e = \frac{k}{k-1} RT_n \frac{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \left(\frac{e\eta_c\eta_p}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right). \quad (1.24)$$

При величинах k и R , обычно принимаемых для воздуха и подогретого газа, а именно $k = 1,4$, $k_r = 1,33$ и $R_b \approx R_r = 288 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$, коэффициент e в зависимости от π_Σ имеет следующие значения:

π_Σ	5	10	50	100
e	1,035	1,048	1,06	1,073

Таким образом, коэффициент e близок к единице и слабо зависит от π_Σ . Так же мало он меняется при изменении подогрева газа в цикле: всего $\approx 1\%$ при изменении T_r^* на 200 К. Поэтому без большой погрешности при анализе влияния параметров цикла на его работу будем считать величину e постоянной. Эффективная работа цикла уже не характеризуется площадью, ограниченной кривыми процессов, а меньше ее на величину, пропорциональную работе трения.

На рис. 1.14 построены зависимости эффективной приведенной работы цикла $L_{e\text{пр}} = L_e / \left(\frac{k}{k-1} RT_n \right)$ от величины π_Σ для разных значений степени повышения температуры θ . Эти зависимости качественно такие же, как и для идеального цикла, однако абсолютный уровень работы действительного цикла при тех же значениях θ тем меньше величины L_i идеального цикла, чем ниже КПД процессов. Как и в идеальном цикле, имеется оптимальное значение π_Σ , при котором работа максимальна. Беря производную $\frac{\partial L_e}{\partial \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} \right)}$ в уравнении (1.24) и приравнявая

ее нулю, можно найти это оптимальное значение π_Σ для цикла с потерями:

$$\pi_{\Sigma \text{opt } L} = (e\theta\eta_c\eta_p)^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (1.25)$$

Выражение (1.25) показывает, что потери приводят к снижению оптимальной величины π_Σ . Объясняется это тем, что при заданной величине степени повышения температуры в цикле с ростом π_Σ (а стало быть и T_r^*), как и в идеальном цикле, уменьшается количество подводимого с топливом тепла, а абсолютная величина потерь, неизбежных в действительном цикле, даже при постоянных значениях η_p и η_c растет. При этом все большая часть подведенного тепла должна тратиться на компенсацию потерь в процессах сжатия и расширения. Если θ увеличивается, то $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$ возрастает, так как растет количество подводимого с топливом тепла, а относительная величина части энергии, которая идет на преодоление потерь, убывает.

Подставив (1.25) в (1.24), получим простое выражение для максимальной работы действительного цикла при $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$:

$$L_{e\text{пр max}} = (\sqrt{e\theta\eta_c\eta_p} - 1)^2 / \eta_c.$$

Так же как и в идеальном цикле (ср. с (1.4)), величина максимальной работы цикла не зависит от степени повышения давления, при которой она достигается. Однако в отличие от идеального цикла в действительном цикле $L_{e\text{пр max}}$ зависит не только от θ , но и от КПД сжатия и расширения. Увеличение степени повышения температуры θ всегда приводит к росту работы цикла. Поэтому увеличение температуры газа T_r^* целесообразно для получения возможно большей мощности двигателя.

Естественно, что падение коэффициентов полезного действия процессов снижает работу цикла. Если приравнять нулю выражение для величины L_e (1.24), то можно найти связь между η_c , η_p и θ и π_Σ , определяющую условие холостого хода, т. е. такое сочетание параметров двигателя, когда все подведенное тепло идет только на преодоление потерь, а полезная работа не создается:

$$\eta_c\eta_p = \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} / (e\theta). \quad (1.26)$$

Согласно этому выражению для значений $\theta = 4$ (при работе на земле в стандартных условиях это соответствует $T_r^* = 1152 \text{ К}$) и $\pi_\Sigma = 4$ при $\eta_c\eta_p = 0,6$ двигатель не будет уже давать никакой полезной работы. Соотношение (1.26) определяет также максимальную степень повышения давления в цикле, при которой $L_e = 0$:

$$\pi_{\Sigma \text{ max}} = (e\theta\eta_c\eta_p)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1.27)$$

Сравнение (1.27) с (1.25) показывает, что так же, как и в идеальном цикле, $\pi_{\Sigma \text{opt } L} = \sqrt{\pi_{\Sigma \text{ max}}}$.

Так же, как и в идеальном цикле (ср. с (1.6) и (1.7)), при осуществлении реального цикла ВРД образуется механическая энергия (располагаемая работа цикла), равная разности свободной энергии на линии расширения и кинетической энергии набегающего потока:

$$L_e = \varphi_c^2 L_{св} - V_n^2 / 2. \quad (1.28)$$

Здесь φ_c^2 учитывает все потери от сечения за турбиной до сечения на срезе сопла.

В ВРД прямой реакции $L_{св} = c_c^2 / (2\varphi_c^2)$ и располагаемая работа цикла равна разности кинетических энергий газа на выходе из двигателя и на входе в него:

$$L_e = (c_c^2 - V_n^2) / 2. \quad (1.29)$$

КПД действительного цикла определится как отношение эффективной работы к подведенной в цикле теплоте и называется эффективным КПД:

$$\eta_e = L_e / Q_1 = \frac{L_e}{c_{p \text{ усл}} (T_r^* - T_k^*)}, \quad (1.30)$$

где $c_{p \text{ усл}} = \left(\frac{k}{k-1} R \right)_{\text{усл}}$ — условная средняя теплоемкость рабочего тела в процессе его подогрева от T_k^* до T_r^* . Так как $T_r^* - T_k^* = T_n (\theta - T_k^*/T_n)$, то учитывая, что $T_k^* - T_n = T_n \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_c$, получим

$$T_r^* - T_k^* = T_n \left[\theta - \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_c - 1 \right].$$

Окончательное выражение для эффективного КПД действительного цикла может быть записано следующим образом:

$$\eta_e = \frac{\frac{k}{k-1} R \frac{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \left(\frac{e \theta \eta_c \eta_p}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right)}{\left(\frac{k}{k-1} R \right)_{\text{усл}} \theta - \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta_c - 1}. \quad (1.31)$$

Нетрудно убедиться, что при условии $\eta_c = \eta_p = 1$ и постоянной теплоемкости газа во всех процессах $[e = 1; \frac{k}{k-1} R = \left(\frac{k}{k-1} R \right)_{\text{усл}}]$ формулы (1.24) и (1.31) совпадают с формулами (1.2) и (1.5) для работы и термического КПД идеального цикла.

Из выражения (1.31) следует, что в отличие от идеального цикла КПД действительного цикла зависит от степени повышения температуры θ . Вследствие уменьшения относительной доли работы, идущей на преодоление потерь, рост величины θ приводит к увеличению КПД действительного цикла (рис. 1.15). Так как с увеличением π_{Σ} возрастает относительная величина энергии, затрачиваемой на преодоление потерь при сжатии и расширении в действительном цикле, зависимость $\eta_e = f(\pi_{\Sigma})$ имеет максимум, тогда как η_i идеального цикла непрерывно растет при увеличении π_{Σ} . Из рассмотрения зависимостей, показанных на рис. 1.15, следует, что при $\theta = \text{const}$ оптимальное значение, определяющее максимум КПД, уменьшается с ростом потерь в процессах, образующих цикл. Дифференцирование выражения (1.31) по $\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}$ позволяет найти величину $\pi_{\Sigma \text{ опт } \eta}$:

$$\pi_{\Sigma \text{ опт } \eta} = \left[\frac{e \theta \eta_p - \sqrt{\theta^2 \eta_p^2 e^2 - \theta e \eta_p (\theta \eta_p e + 1 - \theta) (\theta \eta_c + 1 - \eta_c)}}{\theta \eta_p e - \theta + 1} \right]^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1.32)$$

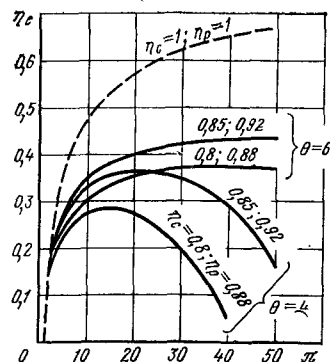


Рис. 1.15. КПД действительного цикла $p = \text{const}$ (сплошные линии); идеальный цикл, $k = 1.4$ (штриховая линия)

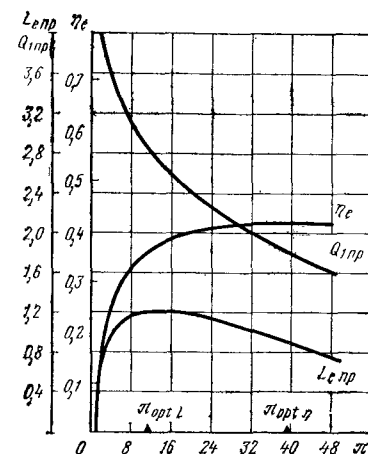


Рис. 1.16. Зависимость КПД, приведенных значений работы действительного цикла и подведенного к циклу тепла от π ($\theta = 5$; $\eta_c = 0.85$; $\eta_p = 0.92$)

Оптимальные значения $\pi_{\Sigma \text{ опт } \eta}$, найденные по этой формуле, всегда больше, чем $\pi_{\Sigma \text{ опт } L}$ (1.11). Это следует из анализа выражения КПД (1.30). При увеличении π_{Σ} величина подведенной к циклу теплоты Q_1 непрерывно уменьшается вследствие уменьшения разности температур $T_r^* - T_k^*$ ($\theta = \text{const}$), а работа цикла имеет максимум. На рис. 1.16 показано изменение по π_{Σ} величины $L_{e \text{ пр}}$ и аналогичной ей безразмерной приведенной величины подведенной в цикле теплоты $Q_{1 \text{ пр}} = Q_1 \left(\frac{k}{k-1} R T_n \right)$. Очевидно $\eta_e = L_{e \text{ пр}} / Q_{1 \text{ пр}} = L_e / Q_1$.

За максимумом зависимости $L_{e \text{ пр}} = f(\pi_{\Sigma})$ снижение эффективной работы по π_{Σ} происходит некоторое время менее интенсивно, чем снижение величины подведенной в цикле теплоты. Иными словами, в некотором диапазоне изменения π_{Σ} при $\pi_{\Sigma} > \pi_{\Sigma \text{ опт } L}$ знаменатель в выражении КПД уменьшается быстрее, чем числитель. Когда же L_e при больших значениях π_{Σ} начинает снижаться быстрее чем Q_1 , величина КПД уменьшается.

Приведенные выше рассуждения относились к величине суммарной степени повышения давления π_{Σ} , характеризующей термодинамический цикл ВРД. Для упрощения выкладок и формул совершенство процесса сжатия в воздухозаборнике и компрессоре ГТД оценивалось общим КПД сжатия. Однако следует иметь в виду, что

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma}^* \pi_{\Sigma}^*.$$

Величина $\pi_{\dot{\gamma}}^*$ определяется из выражения

$$\pi_{\dot{\gamma}}^* = \sigma_{\text{вх}} \left(1 + \frac{k-1}{k} M_{\text{п}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где $\sigma_{\text{вх}}$ — коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике, величина которого выбирается в зависимости от $M_{\text{п}}$ на основании закономерностей, изложенных в гл. 3. Так как $\pi_{\dot{\gamma}}^*$ является функцией только числа M полета и потерь в воздухозаборнике, при выборе суммарной степени повышения давления в цикле ГТД для заданной скорости полета мы можем изменять только $\pi_{\text{к}}^*$. Поэтому для практических целей имеет смысл говорить об оптимальных значениях работы цикла и его КПД не по суммарной степени повышения давления, а по степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*$. Для этого оптимальные величины π_{Σ} , определенные по формулам (1.25) и (1.32), необходимо разделить на $\pi_{\dot{\gamma}}^*$.

Увеличение работы цикла путем подвода дополнительного тепла за турбиной (форсирование ГТД)

Из сказанного выше следует, что работа и КПД цикла при $p = \text{const}$ увеличиваются с ростом температуры газа и соответствующим увеличением степени повышения давления. С этой точки зрения целесообразно было бы иметь максимально возможную температуру газа и значительную степень повышения давления.

Максимально достижимая температура газа определяется из условия полного использования для процесса горения кислорода воздуха (коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1$). Для углеводородного топлива эта температура, зависящая также от температуры воздуха на входе в камеру сгорания, составляет величину порядка 2200 ... 2800 К. Соответствующие этой температуре суммарные степени повышения давления в цикле, оптимальные по работе и оптимальные по КПД цикла, составляют величины 40 ... 70 и 400 ... 600.

Если рассмотреть величины $T_{\text{г}}^*$, фактически использующиеся в авиационных газотурбинных двигателях с начала их развития до настоящего времени, и экстраполировать полученные данные на ближайшие годы, то, как следует из рис. 1.17, предельные значения $T_{\text{г}}^*$, приведенные выше, еще далеки от практической реализации.

Суммарная степень повышения давления в цикле, как уже отмечалось, складывается из двух компонентов — динамической степени повышения давления $\pi_{\dot{\gamma}}^*$, обусловливаемой сжатием набегающего потока во входном устройстве двигателя, и степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}^*$, определяемой величиной подведенной к компрессору механической работы и температурой на входе в компрессор $T_{\text{в}}^*$. При современных максимальных ско-

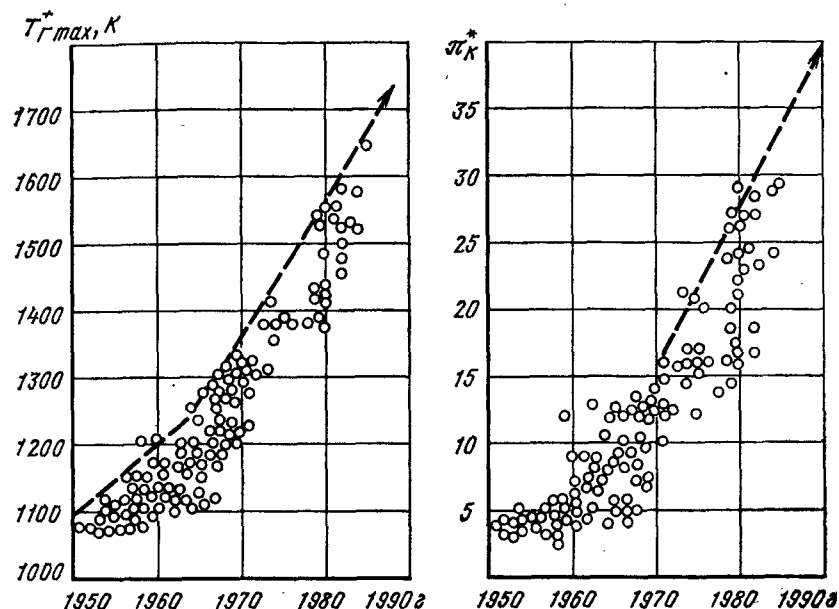


Рис. 1.17. Изменение температуры газа перед турбиной и максимальной степени повышения давления в компрессоре газотурбинных двигателей по годам

ростях полета самолетов, соответствующих $M_{\text{п}} = 3 \dots 3,5$, динамическая степень повышения давления в реальных воздухозаборниках достигает 30 ... 50. При дозвуковых скоростях (при низких значениях $T_{\text{в}}^*$) степень повышения давления в компрессорах достигла ≈ 30 (см. рис. 1.17). Суммарная степень повышения давления в ВРД на больших сверхзвуковых скоростях уже достигает 100 ... 150. Иными словами, главным препятствием для дальнейшего увеличения работоспособности рабочего тела в цикле является и будет являться в дальнейшем ограничение, связанное с предельной температурой газа. Это обстоятельство обусловило потребность внедрения в авиационных газотурбинных двигателях (как и в стационарных или транспортных газотурбинных установках) термодинамических циклов более сложных, чем цикл $p = \text{const}$, позволяющих увеличить работоспособность цикла или улучшить его КПД при ограниченных температурах газа перед турбиной.

Цикл с промежуточным подогревом (ТРДФ). Эффективная работа цикла может быть увеличена за счет увеличения работы расширения при том же значении $T_{\text{г}}^*$, если после частичного расширения газа в турбине до промежуточного давления $p_{\text{г}}^*$ к нему вновь подвести теплоту в дополнительной, так называемой форсажной камере, а затем осуществить расширение до конечного давления $p_{\text{с}} = p_{\text{н}}$.

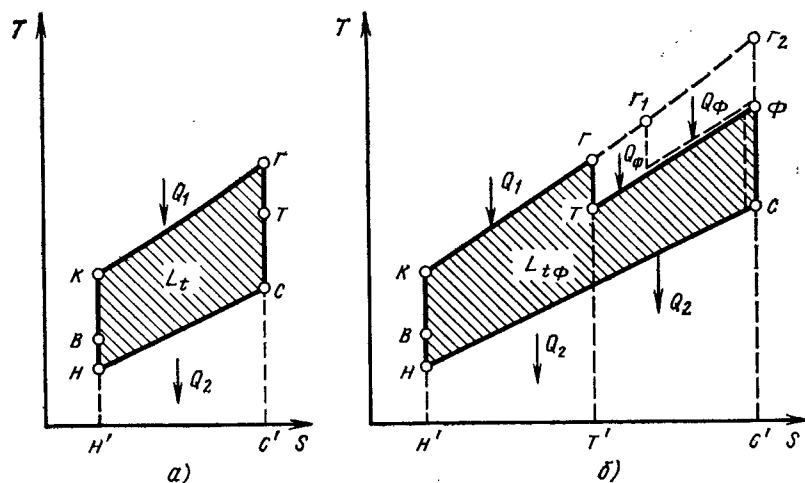


Рис. 1.18. Сравнение идеальных циклов ТРД (а) и ТРДФ (б)

Увеличенная располагаемая работа используется в этом случае для увеличения кинетической энергии газа, истекающего из реактивного сопла. Отсутствие турбины за дополнительной форсажной камерой сгорания позволяет повысить температуру газа перед соплом практически до предельного значения $T_{\phi}^* = 1800 \dots 2200 \text{ К}$ (при коэффициенте избытка воздуха $\alpha_x = 1,1 \dots 1,2$). Авиационные двигатели с таким термодинамическим процессом получили название турбореактивных двигателей с форсажной камерой — ТРДФ (см. рис. 1.2).

Рассмотрим особенности термодинамического цикла ТРДФ (н—к—г—т—ф—с—н, рис. 1.18, б), в сравнении с циклом ТРД (н—к—г—с—н, рис. 1.18, а). Степень повышения давления π_x и температуру газов перед турбиной T_{τ}^* в обоих циклах примем одинаковыми. В этом случае с точностью до потерь полного давления в форсажной камере величины давления перед соплами ТРД и ТРДФ будут одинаковыми ($p_{\tau}^* = p_{\phi}^*$), будут равны также располагаемые степени понижения давления в соплах этих двигателей ($\pi_{с. \text{расп.}} = p_{\tau}^*/p_c = p_{\phi}^*/p_c$). При этом условии работа расширения газа в сопле и кинетическая энергия газов, выходящих из двигателя (свободная энергия $L_{св}$), будут пропорциональны температуре торможения газа перед соплом. Действительно, пренебрегая изменением теплоемкости газа и потерями в процессах расширения, получим для идеальных циклов:

$$\begin{aligned} \text{в ТРД} - L_{св} &= c_p^2 / 2\varphi_c^2 = c_p (T_{\tau}^* - T_{сs}) = \\ &= c_p T_{\tau}^* (1 - T_{сs}/T_{\tau}^*) = c_p T_{\tau}^* \left(1 - 1/\pi_{с. \text{расп.}}^* \right); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{в ТРДФ} - L_{св. \phi} &= c_{с. \phi}^2 / (2\varphi_c^2) = c_p (T_{\phi}^* - T_{с. s}) = \\ &= c_p T_{\phi}^* \left(1 - 1/\pi_{с. \text{расп.}}^* \right). \end{aligned}$$

Отсюда

$$L_{св. \phi} / L_{св} = T_{\phi}^* / T_{\tau}^* \text{ и } c_{с. \phi} / c_c = \sqrt{T_{\phi}^* / T_{\tau}^*}.$$

Используя связь свободной энергии с работой идеального цикла (1.6), найдем выражение для относительного увеличения работы цикла ТРДФ ($L_{t\phi}$) по сравнению с циклом ТРД (L_t):

$$L_{t\phi} / L_t = T_{\phi}^* / T_{\tau}^* + (V_{\pi}^2 / (2L_t)) [(T_{\phi}^* / T_{\tau}^*) - 1]. \quad (1.33)$$

Увеличение работы цикла ТРДФ в стартовых условиях ($V_{\pi} = 0$) пропорционально степени увеличения температуры газа в форсажной камере T_{ϕ}^* / T_{τ}^* . При увеличении скорости полета относительный рост работы цикла ТРДФ увеличивается. При практически достигнутых значениях температур T_{ϕ}^* и T_{τ}^* увеличение работы цикла ТРДФ на старте может составлять $L_{t\phi} / L_t = 2 \dots 2,3$, а при большой скорости полета (порядка 1000 м/с) это отношение возрастает до 3 и более.

Сравним КПД идеальных циклов ТРДФ и ТРД при одинаковых параметрах π_x и T_{τ}^* (см. рис. 1.18). Термический КПД цикла ТРД с учетом выражения (1.1) может быть записан следующим образом:

$$\eta_t = \frac{L_t}{Q_1} = \frac{L_t}{L_t + Q_2} = \frac{L_t / Q_2}{(L_t / Q_2) + 1}. \quad (1.34)$$

Очевидно, что общее выражение термического КПД справедливо для любого идеального цикла, в том числе и для цикла ТРДФ. Однако здесь в отличие от ТРД подведенная в цикле теплота выражается суммой $Q_x = Q_1 + Q_{\phi}$ (площадь н'—к—г—т—ф—с'—н на рис. 1.18, б), отведенная теплота Q_2 выражается площадью н'—с—с'—н', а полезная работа цикла $L_{t\phi}$ — заштрихованной площадью н—к—г—т—ф—с—н.

Термический КПД цикла тем выше, чем больше отношение полезной работы к отведенной теплоте L_t / Q_2 в выражении (1.34). Для сравнения циклов ТРД и ТРДФ по этому показателю введем в рассмотрение новый цикл ТРД с тем же значением π_x , но с существенно более высокой температурой газа $T_{\tau 2}^*$ (площадь н—к—г—с—н, см. рис. 1.18, б). Рассматривать такой цикл удобно, потому что в нем отведенная теплота Q_2 равна отведенной теплоте в цикле ТРДФ, а термический КПД равен термическому КПД исходного ТРД (вспомним, что η_t зависит только от величины π_x и не зависит от уровня T_{τ}^*). Полезная работа цикла нового ТРД больше работы цикла ТРДФ на величину площади т—г—г₂—ф—т, так как в ТРДФ часть тепла Q_{ϕ} подводится при более низком давлении (p_{τ}^*), чем в ТРД (p_{τ}^*). Таким образом, в ТРДФ отношение L_t / Q_2 всегда ниже, чем в ТРД при одинаковой степени

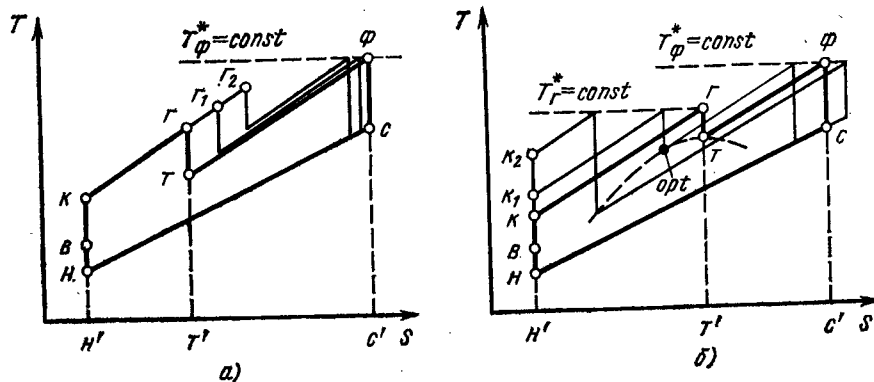


Рис. 1.19. Изображение циклов с промежуточным подогревом при различных T_{κ}^* (а) и π (б)

повышения давления π_{Σ} , а следовательно, ниже и термический КПД цикла. Из рис. 1.18, б также следует, что повышение температуры газа перед турбиной (например, от T_{κ}^* до $T_{\kappa 1}^*$) при $T_{\phi}^* = \text{const}$ увеличивает работу цикла ТРДФ и его термический КПД, который все же остается ниже КПД цикла ТРД.

Прежде чем перейти к рассмотрению влияния степени повышения давления π_{Σ} на работу и КПД цикла ТРДФ, остановимся на одной его особенности. Подведенная в цикле теплота может быть выражена зависимостью $Q_{\Sigma} = Q_1 + Q_{\phi} = c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa}) + c_p (T_{\phi}^* - T_{\kappa})$. Так как работа компрессора равна работе турбины, $c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa}) = c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa})$ или при $c_p = \text{const}$ $c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa}) = c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa})$. Сделав замену в выражении для Q_{Σ} , получаем

$$Q_{\Sigma} = c_p (T_{\kappa}^* - T_{\kappa}) + c_p (T_{\phi}^* - T_{\kappa}) = c_p (T_{\phi}^* - T_{\kappa})^1.$$

Следовательно, общее количество теплоты, подведенной в цикле, зависит только от разности полных теплосодержаний газа в форсажной камере и воздуха на входе в компрессор, независимо от степени повышения давления в цикле π_{Σ} и температуры газа перед турбиной T_{κ}^* . Полученная закономерность иллюстрируется на рис. 1.19, а ($T_{\phi}^* = \text{const}$, $\pi_{\Sigma} = \text{const}$, $T_{\kappa}^* = \text{var}$) и рис. 1.19, б ($T_{\phi}^* = \text{const}$, $T_{\kappa}^* = \text{const}$, $\pi_{\Sigma} = \text{var}$). В первом случае при росте T_{κ}^* увеличивается Q_1 (пл. $H'-K-G-T'-H'$), а Q_{ϕ} (пл. $T'-T-\phi-C'-T'$) уменьшается, так, что $Q_{\Sigma} = \text{const}$. Во втором случае, наоборот, при увеличении π_{Σ} уменьшается Q_1 , но растет Q_{ϕ} , а их сумма Q_{Σ} остается постоянной.

Если зафиксировать температуру газа T_{ϕ}^* , то максимальная работа цикла ТРДФ достигается при максимальном давлении за турбиной, определяющем максимальную степень расширения в реактивном сопле и максимальную скорость истечения газов

¹ Это выражение справедливо и для ТРД ($T_{\phi}^* = T_{\kappa}^*$).

из него. Как следует из рис. 1.19, б, при увеличении степени повышения давления π_{Σ} при $T_{\kappa}^* = \text{const}$ давление за турбиной сначала возрастает, а затем начинает снижаться. Таким образом, существует оптимальная величина π_{Σ} , при которой работа цикла ТРДФ максимальна. Показанная ранее зависимость величины подведенной теплоты Q_{Σ} от π_{Σ} означает, что КПД цикла при $T_{\phi}^* = \text{const}$ достигает своего максимального значения одновременно с достижением максимума располагаемой работы цикла. Поэтому в ТРДФ в отличие от ТРД имеется одна оптимальная величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}$, при которой достигаются величины $L_{t \text{max}}$ и $\eta_{t \text{max}}$.

Величину $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ найдем аналитически для общего случая действительного цикла ТРДФ с потерями при сжатии и расширении. Если пренебречь потерями давления в основной и форсажной камерах сгорания, то степень повышения давления в цикле π_{Σ} может быть связана со степенью повышения давления в компрессоре π_{κ}^* и степенями понижения давления в турбине π_{τ}^* и сопле π_{ϕ}^* очевидным соотношением $\pi_{\Sigma} = \pi_{\kappa}^* \pi_{\tau}^* = \pi_{\kappa}^* \pi_{\phi}^*$, откуда $\pi_{\phi}^* = \pi_{\tau}^* \pi_{\kappa}^* / \pi_{\tau}^*$. Поскольку при $T_{\phi}^* = \text{const}$ полезная работа цикла достигает максимума при максимальном значении π_{ϕ}^* , достаточно исследовать на максимум отношение $\pi_{\phi}^* / \pi_{\tau}^* = \pi_{\kappa}^* / \pi_{\tau}^*$, так как при заданной скорости полета $\pi_{\tau}^* = \text{const}$. Из равенства работ компрессора и турбины

$$\frac{k}{k-1} RT_{\kappa}^* \left(\pi_{\kappa}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\kappa}^*} = \frac{k_{\tau}}{k_{\tau}-1} R_{\tau} T_{\tau} \left(1 - 1/\pi_{\tau}^{*\frac{k_{\tau}-1}{k_{\tau}}} \right) \eta_{\tau}^*$$

получаем

$$1/\pi_{\tau}^{*\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{\pi_{\kappa}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{e \eta_{\kappa}^* \eta_{\tau}^* T_{\kappa}^* / T_{\tau}^*}.$$

Умножая обе части равенства на $\pi_{\kappa}^{*\frac{k-1}{k}}$, дифференцируя правую часть его по $\pi_{\kappa}^{*\frac{k-1}{k}}$ и приравнявая производную нулю, получим оптимальное значение π_{κ}^* :

$$\pi_{\kappa \text{opt}}^* = \left(\frac{1 + e \eta_{\kappa}^* \eta_{\tau}^* T_{\kappa}^* / T_{\tau}^*}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1.35)$$

Для перехода к $\pi_{\Sigma \text{opt}} = \pi_{\kappa \text{opt}}^* \pi_{\tau}^*$ используем выражение для π_{τ}^* , а также уравнение связи T_{κ}^* и T_{τ}^* :

$$T_{\kappa}^* = T_{\tau}^* \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\tau}^2 \right).$$

Окончательно получим

$$\pi_{\Sigma \text{opt}} = \sigma_{\text{вх}} \left[\frac{1}{2} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\tau}^2 + e \eta_{\kappa}^* \eta_{\tau}^* \right) \right]^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1.36)$$

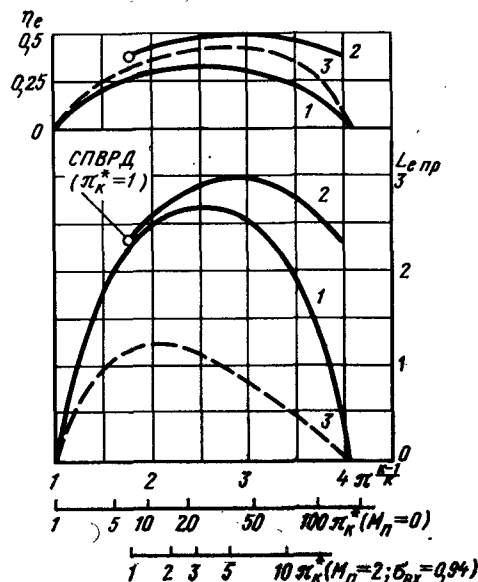


Рис. 1.20. Приведенная работа и эффективный КПД цикла с промежуточным подогревом (ТРДФ) и простого цикла $p = \text{const}$ (ТРД) в зависимости от степени повышения давления в цикле:

1 — ТРДФ при $M_n = 0$ ($\sigma_{вх} = 1$);
2 — ТРДФ при $M_n = 2$ ($\sigma_{вх} = 0,94$); 3 — ТРД ($M_n = \text{var}$) $\theta = 5$; $T_{\phi}^*/T_n = 7$; $\eta_k = 0,85$; $\eta_T = 0,92$; $\phi_c = 0,98$

На рис. 1.20 показано изменение по степени повышения давления π_{Σ} приведенной работы и эффективного КПД действительных циклов ТРДФ и ТРД. Работа цикла ТРДФ существенно превышает работу цикла ТРД, особенно при полете с большой скоростью.

Оптимальная степень повышения давления в цикле ТРДФ существенно выше, чем $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$ в цикле $p = \text{const}$, и увеличивается с ростом скорости полета. При $M_n = 0$ $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ ТРДФ несколько меньше, чем $\pi_{\Sigma \text{opt } \eta}$ ТРД, а при больших скоростях полета может превышать эту величину. Различие в величинах $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ цикла ТРДФ и $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$, $\pi_{\Sigma \text{opt } \eta}$ цикла ТРД объясняется тем, что в первом случае (ТРДФ) при изменении π_{Σ} температура газа перед соплом T_{ϕ}^* и подводимая к циклу теплота Q_{Σ} остаются постоянными, а во втором случае (ТРД) при увеличении π_{Σ} и при $T_r^* = \text{const}$ температура газа перед соплом T_r^* и подводимая к циклу теплота Q_1 уменьшаются. Это приводит к сдвигу оптимума $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$ влево от $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ и увеличивает $\pi_{\Sigma \text{opt } \eta}$ по сравнению с $\pi_{\Sigma \text{opt } L}$ (см. рис. 1.16).

Уровень эффективного КПД действительного цикла ТРДФ в стартовых условиях ($M_n = 0$) и при небольших скоростях полета ниже величины КПД цикла ТРД. Причины этого указывались выше. Однако при высоких скоростях полета (в примере, приведенном на рис. 1.20 — при $M_n = 2$) КПД цикла ТРДФ уже превышает КПД цикла ТРД. При увеличении скорости полета растет π_{ϕ}^* , уменьшается π_k ($\pi_{\Sigma} = \text{const}$) и возрастает давление за турбиной. Подвод теплоты в форсажной камере Q_{ϕ} при более высоком давлении, как указывалось, приводит к увеличению КПД цикла. В предельном случае при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\phi}^*$ ($\pi_k^* = 1$) цикл ТРДФ превращается в цикл прямоточного двигателя, КПД которого выше, чем у исходного ТРД с тем же значением π_{Σ} , вследствие более высокого подогрева газа в СПВРД ($T_{\phi}^* > T_r^*$). Этому случаю соответствует начальная точка кривой 2 на рис. 1.20.

При сопоставлении цикла с дополнительным подогревом с учетом специфики его применения в ВРД (ТРДФ) с обычным циклом $p = \text{const}$ (ТРД) можно установить следующие особенности.

1. При фиксированной температуре газа перед турбиной дополнительный подогрев увеличивает полезную работу цикла. Для достигнутых в настоящее время температур T_r^* увеличение работы в стартовых условиях может составить $L_{\text{эф}}/L_e = 2,0 \dots 2,3$. При увеличении скорости полета работа цикла ТРДФ возрастает в большей степени.

2. С увеличением относительной доли теплоты подводимой к рабочему телу в форсажной камере КПД цикла снижается, так как эта теплота подводится к газу, имеющему более низкое давление, чем перед турбиной.

3. В полете с большими сверхзвуковыми скоростями эффективный КПД цикла ТРДФ становится больше КПД цикла ТРД при одинаковой температуре газа перед турбиной.

4. В отличие от цикла ТРД в цикле ТРДФ степени повышения давления, оптимальные по полезной работе и по его КПД, совпадают и не зависят от уровня T_{ϕ}^* . Эта величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ в отличие от цикла ТРД увеличивается с ростом скорости полета.

Другие возможности увеличения работы цикла, такие, например, как промежуточное охлаждение в процессе сжатия в ВРД, применения не нашли.

1.4. РАБОТА ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ КАК ДВИЖИТЕЛЯ

Тяга двигателя

Сила тяги двигателя, непосредственно используемая для движения летательного аппарата, называется эффективной тягой. Эффективная тяга — результирующая газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной

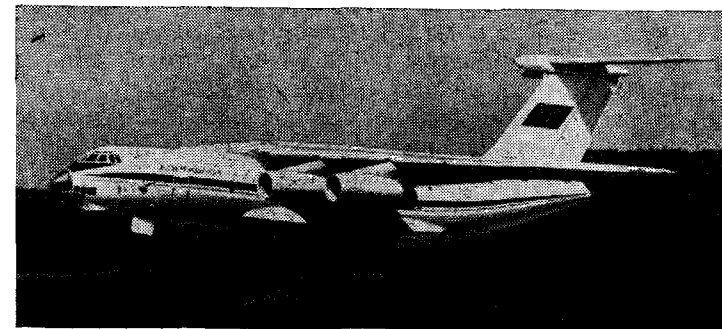


Рис. 1.21. Самолет с вынесенными гондолами

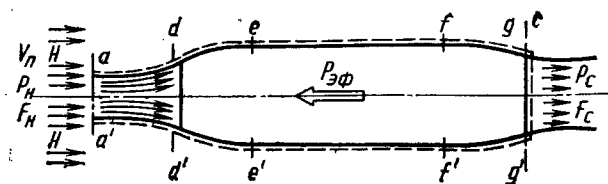


Рис. 1.22. Контрольный контур для определения тяги при дозвуковой скорости полета

поверхностям двигателя. Величина эффективной тяги существенно зависит от компоновки силовой установки на летательном аппарате. Наличие силовой установки на летательном аппарате приводит к увеличению его лобового сопротивления, которое связано с увеличением общей площади миделя летательного аппарата и с взаимодействием (интерференцией) элементов силовой установки и отдельных частей летательного аппарата, зависящим от режима работы силовой установки. Изолированная силовая установка в гондольной компоновке показана на рис. 1.21. Здесь режимы работы двигателя сказываются на характере обтекания входного и выходного устройств и слабо влияют на обтекание летательного аппарата. Схема обтекания гондолы силовой установки при дозвуковых скоростях показана на рис. 1.22. На рис. 1.23 дана схема обтекания гондолы силовой установки, предназначенной для сверхзвуковых скоростей полета.

Эффективная тяга определяется с помощью уравнения количества движения для контрольного объема, включающего силовую установку. Выбор поверхностей, охватывающих контрольный объем, обосновывается в курсе газовой динамики. Здесь же следует заметить, что от формы поверхностей, ограничивающих контрольный объем, зависит вид выражения для эффективной тяги. Абсолютное значение эффективной тяги при этом остается неизменным.

Ниже приводится вывод формулы эффективной тяги силовой установки с ВРД. В данном случае контрольный объем ограничен сечением $H-H$, расположенным перед силовой установкой вверх по потоку (см. рис. 1.22 и 1.23) на таком расстоянии, где отсутствует ее влияние на параметры набегающего потока, разграничительной линией тока на участке между сечением $H-H$ и входом в двигатель, наружной поверхностью гондолы и замыкается выходным сечением сопла силовой установки. Значения параметров потока в выходном сечении сопла принимаются постоянными.

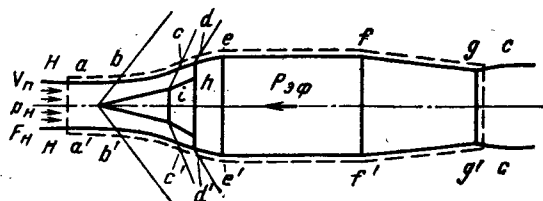


Рис. 1.23. Контрольный контур для определения тяги при сверхзвуковой скорости полета

В действительности в различных точках выходного сечения они неодинаковы, и под параметрами в выходном сечении понимают осредненные по тяге величины. При таком выборе контрольного объема весь поток, набегающий на силовую установку, разделяется на внутренний, проходящий через двигатель, и наружный, обтекающий силовую установку снаружи.

В соответствии с определением эффективной тяги выражение для ее расчета может быть записано в виде

$$P_{эф} = P_{вн} + P_{нар}, \quad (1.37)$$

где $P_{вн}$ и $P_{нар}$ — суммарные силы в проекции на ось, действующие соответственно на силовую установку со стороны потока, пересекающего контрольный объем, и потока, находящегося снаружи. Значения $P_{вн}$ и $P_{нар}$ могут быть записаны через параметры на границах контрольного объема.

Величина $P_{нар}$ представляет собой суммы сил давления и трения на внешней поверхности гондолы силовой установки (на поверхности $d-e-f-g$) и может быть записана так:

$$P_{нар} = - \int_d^g p dF - X_{тр.г}, \quad (1.38)$$

где $\int_d^g p dF$ — сумма сил давления; $X_{тр.г}$ — сила трения, действующая на внешнюю поверхность гондолы; dF — проекция элемента поверхности на плоскость, перпендикулярную направлению полета.

Знак перед этими членами определяется направлением действия сил: силы, действующие против потока, считаются положительными, а силы, действующие по потоку, — отрицательными. Положительные силы представляют собой составляющие силы тяги, а отрицательные — составляющие силы сопротивления. Определение составляющих силы $P_{нар}$ может быть выполнено теоретически, на основании расчета обтекания гондолы силовой установки, или экспериментально.

Величина $P_{вн}$ представляет собой сумму сил давления и трения, действующих на все элементы поверхности силовой установки, расположенные внутри гондолы, и может быть вычислена с помощью уравнения количества движения. Применив уравнение количества движения к уже выбранному контрольному объему, можно записать следующее выражение:

$$G_{гc} - G_{в} \cdot V_{п} = p_n F_n + \int_a^d p dF + P_{вн} - p_c F_c, \quad (1.39)$$

где $G_{г}$ и $G_{в}$ — массовые расходы рабочего тела на выходе из силовой установки и на входе в нее; c_c и $V_{п}$ — осредненная скорость

рабочего тела в выходном сечении силовой установки и скорости полета; $\int_a^d p dF$ — проекция на ось силовой установки силы, действующей со стороны наружного потока на контрольный объем на участке ad .

Определяя из (1.39) значение $P_{вн}$ и подставляя в (1.37), с учетом выражения (1.38) будем иметь:

$$P_{эф} = G_r c_c - G_v V_{п} - p_n F_n - \int_a^d p dF + p_c F_c - \int_d^g p dF - X_{тр. г.}$$

Преобразуем это соотношение к более удобному виду, добавив к правой части величину интеграла силы наружного атмосферного давления по всей поверхности контрольного объема, тождественно равному нулю:

$$\oint p_n dF = p_n F_n + \int_a^d p_n dF + \int_d^g p_n dF - p_n F_c.$$

Окончательное выражение для $P_{эф}$ будет иметь следующий вид:

$$P_{эф} = G_r c_c - G_v V_{п} + (p_c - p_n) F_c - \int_a^d (p - p_n) dF - \int_d^g (p - p_n) dF - X_{тр. г.} \quad (1.40)$$

Три первых члена в правой части выражения (1.40) для эффективной тяги, не включающих компоненты внешнего сопротивления, принято называть тягой, определенной по внутренним параметрам, и обозначать

$$P = G_r c_c - G_v V_{п} + F_c (p_c - p_n). \quad (1.41)$$

Понятие тяги по внутренним параметрам является условным, так как величина P в выражении (1.41) не равна величине $P_{вн}$ в (1.39), т. е. не равна сумме сил, фактически действующих на двигатель со стороны внутреннего потока.

Остальные три члена выражения (1.40) при таком определении тяги характеризуют внешнее сопротивление силовой установки с ВРД. Отдельные составляющие внешнего сопротивления обозначим

$$\int_a^d (p - p_n) dF = X_d; \quad \int_d^g (p - p_n) dF = X_{рг}. \quad (1.42)$$

С учетом этих обозначений выражение для определения эффективной тяги силовой установки будет иметь вид

$$P_{эф} = P - X_d - X_{рг} - X_{тр. г.} \quad (1.43)$$

где X_d — дополнительное сопротивление входного устройства (так называемое сопротивление по жидкой линии тока); $X_{рг}$ — сопротивление сил давления, действующих на гондолу силовой установки.

Исследования характера обтекания гондолы силовой установки показывают, что в широком диапазоне изменения режима работы входное и выходное устройства практически не оказывают влияния друг на друга как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях полета. Этот факт позволяет рассматривать отдельно сопротивление входного и выходного устройств, в связи с чем целесообразно общее сопротивление силовой установки разделить на сопротивления входного и выходного устройств (сопротивление кормовой части двигателя X_k). Подобное разделение полезно и при экспериментальном исследовании этих элементов силовой установки. Вводя такое разделение, выражение для эффективной тяги можно записать так:

$$P_{эф} = P - X_{вх} - X_k. \quad (1.44)$$

Сопротивление входного устройства $X_{вх}$ состоит из дополнительного сопротивления по жидкой линии тока X_d , сопротивления трения и давления части гондолы от входного сечения до сечения с максимальной площадью, за пределами которого нельзя ожидать влияния входа:

$$X_{вх} = X_d + X_{р вх} + X_{тр. вх}. \quad (1.45)$$

Соответствующим образом можно записать и значение X_k :

$$X_k = X_{рк} + X_{тр. к}, \quad (1.46)$$

где $X_{рк}$ и $X_{тр. к}$ — соответственно сопротивление давления и трения кормовой части внешней поверхности гондолы, которая не вошла в определение $X_{вх}$.

В аэродинамике принято оценивать величины сопротивлений в безразмерном виде, относя величину сопротивления к скоростному напору набегающего потока и к характерной площади. Применительно к входному и выходному устройствам в качестве характерной площади принимается площадь миделя гондолы. Используя эти обозначения, коэффициенты сопротивления входного и выходного устройств можно записать в следующем виде:

$$c_{X_{вх}} = X_{вх} / \left(\frac{\rho_n V_{п}^2}{2} F_{mid} \right); \quad c_{X_k} = X_k / \left(\frac{\rho_n V_{п}^2}{2} F_{mid} \right). \quad (1.47)$$

Если двигатель располагается в фюзеляже или в основании крыла, как на самолете Ту-104, суммарное лобовое сопротивление двигательной установки относят к самолету, складывая его с лобовым сопротивлением крыла, фюзеляжа и органов управления. Тяга в этом случае рассчитывается по формуле (1.41).

На дозвуковых скоростях полета лобовое сопротивление правильно спрофилированной gondoly двигателя сравнительно невелико (3 ... 8 % от тяги двигателя), что и следует учитывать при аэродинамических расчетах самолета. На сверхзвуковых скоростях, особенно на нерасчетном режиме полета, лобовое сопротивление двигателя, главным образом за счет сопротивления входа, может составлять существенную величину и должно учитываться даже при грубых оценочных расчетах.

Для выявления закономерностей влияния на тягу основных параметров рабочего процесса, высоты и скорости полета и других факторов будем пользоваться в дальнейшем выражением (1.41) или еще более простым приближенным выражением:

$$P \approx G_b (c_c - V_{п}). \quad (1.48)$$

Формула (1.48) получается из (1.41) в предположении равенства секундного расхода воздуха на входе в двигатель и секундного расхода газа, вытекающего из реактивного сопла. Такое предположение допустимо, так как даже если в двигатель подается максимально возможное количество топлива, для сжигания которого используется весь кислород воздуха ($\alpha = 1$), отношение G_r и G_b составляет величину $1 + q_r = 1,067$ при использовании обычного авиационного углеводородного топлива. На практике этот крайний случай реализуется у двигателей с форсажными камерами, а у нефорсированных двигателей отношение G_r и G_b пока не превышает 1,03 ... 1,035. Если учесть отбор воздуха в компрессоре, то условие $G_b = G_r$ становится еще более обоснованным.

В качестве второго условия при получении формулы (1.48) принято равенство $p_c = p_n$, при котором третий член правой части выражения (1.41) обращается в нуль. При сверхзвуковом перепаде давлений в сопле это условие реализуется в случае полного расширения до атмосферного давления в соплах типа сопла Лавала.

Для анализа закономерностей, определяющих тягу ВРД, удобно представлять тягу двигателя как произведение $P = G_b P_{уд}$, где $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя. В соответствии с (1.48) удельная тяга определяется приближенно по формуле

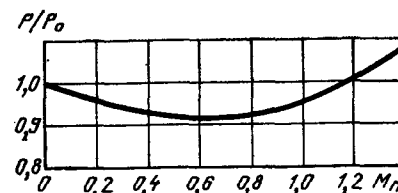
$$P_{уд} \approx c_c - V_{п}. \quad (1.49)$$

Между работой цикла L_e и удельной тягой двигателя прямой реакции существует зависимость, определяемая выражениями (1.29) и (1.49):

$$P_{уд} = \sqrt{2L_e + V_{п}^2} - V_{п}. \quad (1.50)$$

Из выражения (1.50) следует, что при заданной скорости полета закономерности изменения основных параметров рабочего процесса π_k^* и T_r^* , а также потерь, связанных с несовершенством реального рабочего процесса, принципиально одинаковы как

Рис. 1.24. Изменение отношения тяги по скорости полета к тяге при $M_{п} = 0$ у ТРД



для $P_{уд}$, так и для L_e . При неизменной L_e увеличение скорости полета согласно (1.50) приводит к уменьшению $P_{уд}$. Однако скорость полета может влиять и на L_e через величину π_{Σ} , зависящую от динамического сжатия воздуха перед двигателем ($\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma}^* \pi_k^*$). Характер и интенсивность этого влияния зависит от величины $\theta = T_r^*/T_n$ и уровня потерь в реальном цикле, но в большинстве случаев (например, у газотурбинных двигателей прямой реакции) оно таково, что с увеличением скорости полета происходит падение $P_{уд}$. При некоторой скорости полета $V_{п}$, при которой достигается величина $\pi_{\Sigma \max}$, определяемая из выражения (1.27), работа цикла L_e будет равна нулю и соответственно $P_{уд} = 0$. Секундная масса рабочего тела, проходящего через двигатель, с увеличением скорости полета возрастает вследствие увеличения (в результате роста π_{Σ}^*) полного давления перед турбиной, определяющей пропускную способность двигателя. С учетом влияния скорости полета на $P_{уд}$ и G_b изменение тяги турбореактивного двигателя по скорости, отнесенное к значению тяги при $M_{п} = 0$, имеет вид, показанный на рис. 1.24.

Влияние высоты полета при $M_{п} = \text{const}$ определяется характером изменения атмосферных условий (p_n и T_n) и сводится к уменьшению расхода воздуха через двигатель из-за падения p_n и увеличению $P_{уд}$ до высоты 11 км из-за увеличения $\theta = T_r^*/T_n$, если T_r^* остается постоянной по высоте. Падение p_n оказывает преобладающее влияние, и тяга ВРД с увеличением высоты непрерывно падает. В диапазоне изменения высоты от 11 до 25 км температура атмосферного воздуха не изменяется, и тяга ВРД по высоте полета уменьшается более интенсивно (прямо пропорционально величине p_n). При более точном учете влияния высоты полета следует иметь в виду, что с ростом высоты уменьшается число Re, чем обуславливается рост потерь в проточной части двигателя.

Мощность ВРД

Двигатели прямой реакции при полете с большими скоростями способны развивать огромные мощности. Тяговую мощность ВРД в полете (т. е. работу, которую производит сила тяги в единицу времени) можно определить по формуле $N_p = P V_{п}$ [Вт].

Тяговая мощность прямо пропорциональна скорости полета. У неподвижного двигателя сила тяги не совершает работы и $N_p = 0$. При увеличении скорости полета тяговая мощность ВРД значительно возрастает. На рис. 1.25 для примера показано

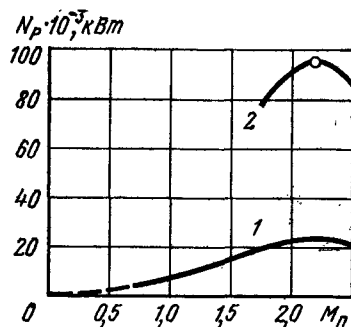


Рис. 1.25. Тяговая мощность силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, состоящей из четырех ТРД ($H = 18$ км): 1 — тяговая мощность одного двигателя; 2 — тяговая мощность четырех двигателей

изменение тяговой мощности ТРД Роллс-Ройс «Олимп-593» сверхзвукового пассажирского самолета «Конкорд» в зависимости от скорости полета на высоте 18 км. (На земле при $M_п = 0$ этот двигатель имеет тягу $\sim 14\,500$ даН без форсажа).

Здесь же точкой показана тяговая мощность четырехдвигательной силовой установки, потребная для полета самолета массой 120 т, имеющего аэродинамическое качество $K=8$ при $M_п = 2,2$. Четыре двигателя типа «Олимп» могут обеспечить рассматриваемому самолету скорость, соответствующую $M_п = 2,2$, при $N_п \approx 95\,000$ кВт. Рассмотрение тяговой мощности ВРД прямой реакции является показательным при их сравнении с другими тепловыми двигателями, вырабатывающими механическую мощность на приводном валу (т. е. с двигателями непрямой реакции). Приведенный пример показывает, что воздушно-реактивные двигатели прямой реакции по развиваемой ими огромной мощности находятся вне конкуренции при больших скоростях полета. Однако для характеристики ВРД прямой реакции тяговая мощность используется редко, так как ее величина сильно зависит от скорости полета. Более характерным параметром этих двигателей является сила тяги, зависящая от скорости полета в меньшей степени (ср. рис. 1.24 и 1.25).

Полетный (или тяговый) КПД двигателя прямой реакции

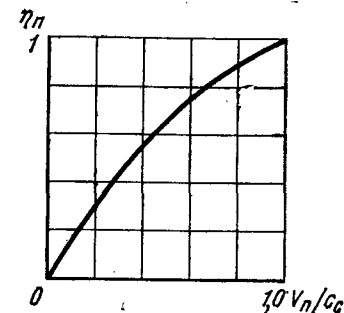
Полетный (тяговый) КПД характеризует эффективность преобразования располагаемой работы двигателя в полезную работу, затрачиваемую на продвижение летательного аппарата. Этот КПД оценивает реактивный двигатель как движитель и для установившегося горизонтального полета определяется отношением тяговой мощности двигателя к его располагаемой мощности. Используя определение располагаемой работы (1.29) и пренебрегая массой топлива, как мы уже делали, получим

$$\eta_п = PV_п \left/ \left(\frac{c_c^2}{2} - \frac{V_п^2}{2} \right) G_в \right.$$

Имея в виду, что $P/G_в = P_{уд} = c_c - V_п$, получим выражение полетного КПД

$$\eta_п = \frac{2}{1 + \frac{c_c}{V_п}} \quad \text{или} \quad \eta_п = \frac{2}{2 + \frac{P_{уд}}{V_п}}. \quad (1.51)$$

Рис. 1.26. Полетный КПД двигателя прямой реакции в стационарном полете ($V_п = \text{const}$)



Как видим, полетный КПД зависит только от отношения скоростей полета и истечения газов из сопла двигателя $V_п/c_c$ (рис. 1.26). Полетный КПД достигает своего максимального значения $\eta_п \text{ max} = 1$, когда скорость истечения газов из сопла равна скорости полета. В этом случае потери механической энергии со струей выходящих газов равны нулю, так как относительно земли они неподвижны ($c_c - V_п = 0$).

Полетный КПД становится равным нулю, когда скорость полета равна нулю. При увеличении отношения $(V_п/c_c) > 1$ вместо тяги создается тормозящая сила и выражение (1.51) теряет физический смысл.

Для реальной области работы воздушно-реактивных двигателей $0 \leq (V_п/c_c) \leq 1$, т. е. скорость истечения газов из сопла ВРД больше скорости полета. Поэтому полетный КПД всегда меньше единицы.

Выражение (1.51) было впервые получено Б. С. Стечкиным.

1.5. ВЗАИМОСВЯЗЬ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выше были рассмотрены основные зависимости, характеризующие ВРД как тепловую машину и как движитель. Установим взаимосвязь между этими двумя функциями двигателя.

Рассмотрим, как используется энергия топлива в воздушно-реактивном двигателе прямой реакции, перемещающемся вместе с летательным аппаратом с некоторой постоянной скоростью.

Энергия, заключенная в каждом килограмме топлива,

$$N_{затр} = G_т H_u. \quad (1.52)$$

В результате совершается полезная работа передвижения самолета (или возникает тяговая мощность)

$$N_п = P \cdot V_п. \quad (1.53)$$

Пренебрегая внешним сопротивлением двигателя и принимая полное расширение газов в реактивном сопле, получим выражение тяговой мощности в виде

$$N_п = (G_в + G_т) c_c V_п - G_в V_п^2. \quad (1.54)$$

Другим (бесполезным) результатом работы двигателя является отбрасывание выходящих газов с абсолютной скоростью $c_c - V_п$.

Эта потерянная в единицу времени со струей выходящих газов механическая энергия определяется выражением

$$N_{\text{пот}} = (G_{\text{в}} + G_{\text{т}})(c_{\text{с}} - V_{\text{п}})^2/2. \quad (1.55)$$

Очевидно, полная располагаемая работа двигателя равна сумме полезной работы передвижения и энергии, потерянной с отходящими газами. Складывая (1.54) и (1.55), получим выражение

$$N_{\text{расп}} = N_{\text{р}} + N_{\text{пот}} = (G_{\text{в}} + G_{\text{т}})c_{\text{с}}^2/2 - G_{\text{в}}V_{\text{п}}^2/2, \quad (1.56)$$

которое при $G_{\text{в}} + G_{\text{т}} \approx G_{\text{в}}$ превращается в уже известное выражение (1.29).

Полученные выражения позволяют оценить эффективность преобразования затраченной энергии топлива в располагаемую энергию двигателя; а затем и в полезную работу передвижения летательного аппарата $N_{\text{затр}} \rightarrow N_{\text{расп}} \rightarrow N_{\text{р}}$. Эффективность преобразования энергии в полете оценивается тремя коэффициентами полезного действия: эффективным $\eta_{\text{е}}$, полетным (или тяговым) $\eta_{\text{п}}$ и полным (или общим) $\eta_{\text{о}}$. Эти КПД определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{е}} &= \frac{\text{располагаемая работа двигателя}}{\text{затраченная энергия топлива}}; \\ \eta_{\text{п}} &= \frac{\text{полезная работа передвижения}}{\text{располагаемая работа двигателя}}; \\ \eta_{\text{о}} &= \frac{\text{полезная работа передвижения}}{\text{затраченная энергия топлива}}. \end{aligned}$$

Очевидно, справедливо соотношение

$$\eta_{\text{о}} = \eta_{\text{е}}\eta_{\text{п}}. \quad (1.57)$$

Полный КПД двигателя по определению равен

$$\eta_{\text{о}} = \frac{N_{\text{р}}}{N_{\text{затр}}} = \frac{PV_{\text{п}}}{G_{\text{т}}H_{\text{у}}}. \quad (1.58)$$

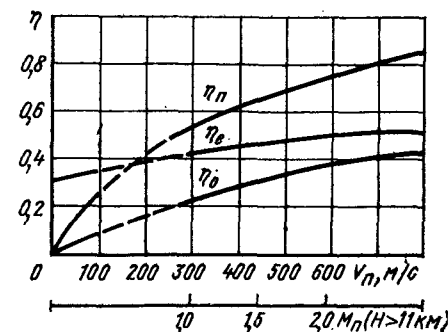
Используя выражения для удельного расхода топлива и удельного импульса (1.1), получим связь полного КПД с удельным расходом топлива и удельным импульсом двигателя:

$$\eta_{\text{о}} = \frac{3600V_{\text{п}}}{c_{\text{уд}}H_{\text{у}}} = \frac{J_{\text{уд}}V_{\text{п}}}{H_{\text{у}}}. \quad (1.59)$$

Из этих выражений следует, что используемые обычно для характеристики экономичности реактивного двигателя удельный импульс и удельный расход топлива отвечают своему назначению только при сравнении двигателей при одинаковой скорости полета, так как действительная эффективность двигателя, характеризующая его полным КПД, зависит не только от этих параметров, но и от скорости полета

$$\eta_{\text{о}} \sim V_{\text{п}}/c_{\text{уд}} \sim J_{\text{уд}}V_{\text{п}}.$$

Рис. 1.27. Изменение эффективного, полетного и общего КПД ТРД в зависимости от скорости полета ($\pi_{\text{к0}} = 10$, $T_{\text{г}}^* = 1300$ К, $V_{\text{п}} = 0 \dots 100$ м/с, $H = 0$, $V_{\text{п}} = 250 \dots 800$ м/с, $H = 11$ км)



Из курса аэродинамики полета самолета известно выражение теоретической дальности полета с постоянной скоростью $V_{\text{п}}$ при постоянном аэродинамическом качестве (K):

$$L_{\text{теор}} = \frac{K}{g} \frac{V_{\text{п}}}{c_{\text{уд}}} \ln \frac{1}{1 - M_{\text{т}}}, \quad (1.60)$$

где $M_{\text{т}}$ — отношение массы топлива, расходуемого в полете с постоянной скоростью, к начальной массе самолета.

Используя связь полного КПД ВРД с удельным расходом топлива (1.59), найдем:

$$L_{\text{теор}} = \frac{K}{g} \eta_{\text{о}} H_{\text{у}} \ln \frac{1}{1 - M_{\text{т}}}. \quad (1.61)$$

Таким образом, теоретическая дальность полета самолета прямо пропорциональна полному КПД двигателя и величине теплотворной способности применяемого топлива.

На рис. 1.27 показан характерный уровень КПД турбореактивного двигателя в зависимости от скорости полета. Полетный КПД двигателя при увеличении скорости полета непрерывно увеличивается из-за увеличения отношения $V_{\text{п}}/c_{\text{с}}$. Эффективный КПД при этом также растет в связи с увеличением общей степени повышения давления в двигателе из-за динамического сжатия. Полный КПД как произведение $\eta_{\text{е}}$ и $\eta_{\text{п}}$ непрерывно увеличивается с ростом $V_{\text{п}}$. При полете со скоростью, соответствующей $M_{\text{п}} = 2,5$, коэффициенты полезного действия данного ТРД равны

$$\eta_{\text{е}} = 0,53; \quad \eta_{\text{п}} = 0,82; \quad \eta_{\text{о}} = 0,43.$$

Приведенный пример показывает, что современные реактивные двигатели достигли весьма высокого совершенства и по внутреннему эффективному КПД и по общему КПД, характеризующему их совершенство и как тепловой машины, и как движителя. Для сравнения укажем, что эффективный КПД современного дизеля, наиболее совершенного поршневого двигателя внутреннего сгорания, достигает лишь величины порядка 0,4.

ГЛАВА 2. ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ВРД

Для работы ВРД любого типа необходимо осуществление термодинамического цикла, т. е. подвод извне тепловой энергии. Существует довольно много источников тепловой энергии, пригодных для использования в двигателях летательных аппаратов. Большинство из них объединяются обычно понятием топливо.

Проблема обеспечения летательных аппаратов эффективными и доступными источниками энергии (ИЭ) в последние годы сильно обострилась и приобрела особую важность.

2.1. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИИ ТОПЛИВ И ВОЗМОЖНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ВРД

Топливо — это источник тепловой энергии для нагрева рабочего тела в термодинамическом цикле.

Оно может служить рабочим телом для получения механической энергии в цикле. Эта его функция полностью реализуется в ракетных двигателях. В ВРД основой рабочего тела в цикле служит воздух. В комбинированных ВРД (ракетно-прямоточных, ракетно-турбинных) функция топлива как рабочего тела реализуется частично.

Третья функция топлива заключается в возможности охлаждения им элементов и систем двигателя и летательного аппарата до процесса тепловыделения. Это первоначальное «хладосодержание» топлива используется для охлаждения в специальных теплообменниках масла системы смазки двигателя, или воздуха, идущего на охлаждение турбин. Применение переохлажденных (криогенных) топлив, таких, как жидкий водород или метан, создаст в будущем возможность охлаждать конструкцию двигателя и летательного аппарата при очень высоких скоростях полета.

Требования, предъявляемые к топливам, различны для летательных аппаратов разного назначения. Приведем общие требования к топливам ВРД.

1. Максимально высокая массовая удельная теплота сгорания H_u [кДж/кг или мДж/кг]¹, определяющая при заданном подогреве рабочего тела в цикле минимальный расход топлива.

2. Максимально возможная плотность топлива ρ_t или его объемная удельная теплота сгорания $H_v = H_u \rho_t$ [кДж/дм³], определяющая минимальный объем и массу топливных баков. Это требование особенно важно для сверхзвуковых маневренных и малоразмерных летательных аппаратов.

3. Высокая удельная теплопроизводительность H_T [кДж/кг], т. е. тепловыделение на 1 кг стехиометрической смеси топлива

с воздухом, определяющее максимальную температуру продуктов сгорания:

$$H_T = H_u / (1 + L_0), \quad (2.1)$$

где L_0 — стехиометрический коэффициент, т. е. количество воздуха (в кг), теоретически необходимое для сжигания 1 кг топлива (безразмерная величина); $1 + L_0$ — масса продуктов сгорания, отнесенная к 1 кг топлива.

Очевидно, увеличение H_T возможно как при росте H_u , так и при уменьшении L_0 . Величина H_T , в основном, определяет максимально достижимую тягу двигателя (например, ПВРД).

4. Высокая работоспособность продуктов сгорания, определяющаяся комплексом RT^* (множитель в выражениях работы газа, кинетической энергии истекающих газов и т. д.). Она может быть увеличена при увеличении T^* или изменением молекулярного состава продуктов сгорания (при уменьшении их средней молекулярной массы $\mu_{ср}$ увеличивается газовая постоянная $R = B / \mu_{ср}$, где B — универсальная газовая постоянная). Это требование выдвигается в случае использования топлива как рабочего тела (в ракетных и комбинированных двигателях).

5. Высокая термостабильность при нагреве в баках при высоких скоростях полета и охлаждении нагретых элементов. Она характеризуется температурой предельного нагрева топлива $T_{пред}$.

6. Высокое «хладосодержание», т. е. теплоглощение при нагреве от температуры топлива в баках до $T_{пред}$, характеризующее охлаждающие возможности топлива.

7. Возможность подвода топлива (в общем случае тепла) в двигатель. Эта возможность затруднена при использовании, например, твердых, порошкообразных, загущенных топлив, ядерного горючего и др.

8. Достаточная химическая активность и возможность эффективного сжигания (для химических топлив).

9. Эксплуатационная пригодность (умеренная токсичность, безопасность, транспортабельность, стабильность при хранении и др.).

10. Умеренная стоимость и достаточные ресурсы.

Перечисление общих требований к топливам ВРД показывает сложность проблемы обеспечения их эффективными источниками энергии.

Потенциально возможные источники энергии ВРД по принципу образования тепловой энергии можно разделить на три класса (рис. 2.1): химические, т. е. использующие молекулярные реакции с тепловыделением; ядерные, использующие энергию распада или деления ядер химических элементов, и световые, использующие для получения тепла энергию светового излучения.

Химические источники энергии ВРД (топлива), а именно, их первая группа, использующая для получения тепла окисли-

¹ Напомним, что 1 килоджоуль равен 0,239 ккал.

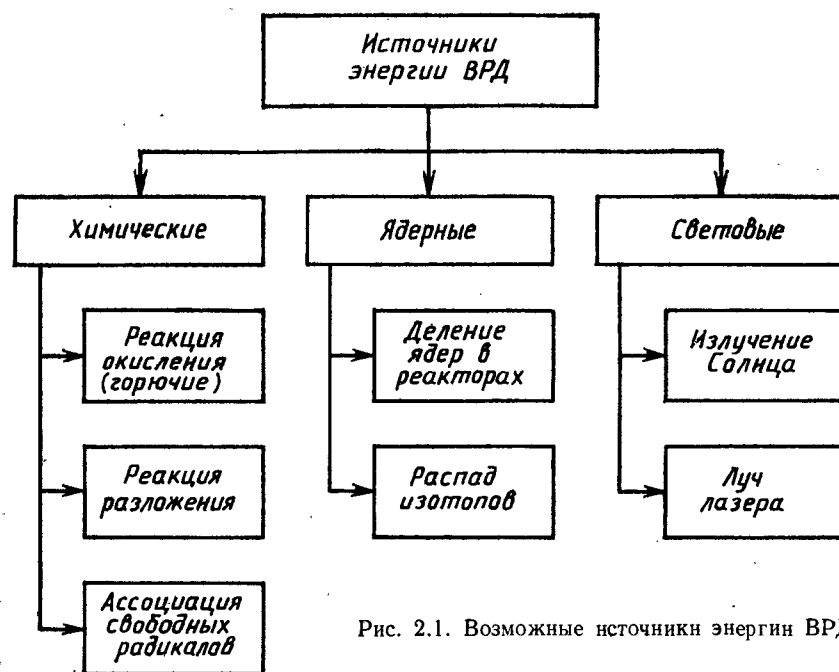


Рис. 2.1. Возможные источники энергии ВРД

тельно-восстановительную реакцию (горение), в настоящее время является единственным видом, нашедшим практическое применение, и детально рассматривается ниже. В принципе в ВРД можно использовать экзогенную реакцию разложения некоторых веществ, которая применяется в ЖРД с однокомпонентным топливом (перекись водорода, пропиленитрат и др.). В перспективе для высотных аппаратов с двигателем типа ПВРД не исключено использование тепловой энергии каталитической ассоциации свободных радикалов или преобразования неустойчивых молекул, присутствующих в высоких слоях атмосферы и образующихся под действием солнечного излучения.

Ядерные источники энергии ВРД прежде всего связываются с применением ядерного реактора на борту летательного аппарата. Особенности использования ядерного горючего в ВРД рассматриваются в разделе 2.5. В некоторых специфических случаях может оказаться возможным применение в ВРД радиоактивных изотопов как источников тепловой энергии.

Световые источники энергии примечательны тем, что при их использовании становятся ненужными бортовые запасы топлива или реакторы. Уже имеются экспериментальные самолеты с солнечными батареями и электродвигателем, приводящим воздушный винт. Энергия Солнца широко используется в космической технике. Не исключено, что будут найдены способы использования этой энергии в ВРД и определены области применения таких

двигателей. Имеются проработки летательных аппаратов с ВРД, энергия к которым подводится с земли или с космических солнечных электростанций посредством лазерного луча.

Характерная особенность рассмотренных классов источников энергии заключается в том, что при использовании химических ИЭ тепло образуется непосредственно внутри двигателя, а химические ИЭ должны быть туда поданы или там заранее размещены; ядерные реакторы, расположенные на борту летательного аппарата, требуют специальной системы с теплоносителем для передачи тепла в двигатель, а световые источники энергии расположены вообще вне летательного аппарата и требуют сложных передающих, приемных и преобразующих энергетических устройств.

2.2. ХИМИЧЕСКИЕ ТОПЛИВА И ИХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Химические топлива ВРД можно разделить на однокомпонентные и двухкомпонентные.

Однокомпонентные топлива представляют собой горючее вещество (или смесь нескольких горючих веществ), для сжигания которого в ВРД используется только кислород воздуха. К этому же классу относятся и унитарные (мономолекулярные) разлагающиеся топлива, применение которых принципиально возможно в комбинированных ВРД, с элементами ЖРД.

Двухкомпонентные топлива ВРД содержат наряду с горючими веществами бортовой окислитель для частичного окисления горючего и его газификации с целью последующего дожигания в кислороде воздуха. При использовании жидких компонентов горючее и окислитель содержатся в отдельных баках; при использовании твердых топлив горючие и окисляющие компоненты входят в состав унитарных смесевых зарядов (брикетов) твердого топлива. Двухкомпонентные топлива используются только в комбинированных ВРД, включающих элементы ракетных двигателей. Основная масса ВРД работает на однокомпонентных топливах.

Большое значение для организации подачи топлива в двигатель и его эффективного сжигания имеет *агрегатное состояние топлива*. Топлива ВРД в принципе могут находиться во всех простых агрегатных состояниях: газообразном, жидком, твердом, в виде суспензии (взвесей порошков в жидких горючих).

Воздух как основной окислитель в ВРД

Основным окислителем в ВРД служит кислород воздуха. Приведем стандартный состав сухого атмосферного воздуха (по основным компонентам):

Компоненты	Объемная доля, %	Массовая доля, %	Молекулярная масса, m_i
N ₂	78,09	75,55	28
O ₂	20,95	23,1	32
Ar	0,93	1,3	40
CO ₂	0,03	0,05	44
Всего	100	100	29

Средняя молекулярная масса воздуха $m_v = 29$. Газовая постоянная воздуха $R_v = 8314/m_v = 287$ Дж/(кг·К).

Для полного окисления горючего вещества требуется вполне определенное количество воздуха, определяемое *стехиометрическим коэффициентом* L_0 .

Удельная массовая теплота сгорания химических топлив при сгорании в кислороде (воздухе)

Различают высшую и низшую удельные теплоты сгорания.

Высшей удельной теплотой сгорания H_0 называют количество тепла, выделяющегося при полном сгорании 1 кг топлива в воздухе, которое имеет одинаковую исходную базовую температуру T_0 , при условии последующего охлаждения продуктов сгорания до этой базовой температуры с учетом тепловых эффектов всех фазовых превращений (в т. ч. конденсации воды).

За стандартную базовую температуру берут $T_0 = 298,16$ К, т. е. $+25^\circ\text{C}$.

Так как продукты сгорания топлив обычно имеют температуру выше $t_{\text{кип}}$ воды, то пользуются понятием *низшей удельной теплоты сгорания* H_u , которая определяется так же, как и H_0 , но при условии охлаждения паров воды в продуктах сгорания до T_0 без конденсации.

Очевидно, что H_u меньше H_0 на величину теплоты парообразования воды и разницы теплосодержания пара и воды при T_0 . У топлив, не содержащих водорода, а следовательно, и воды в продуктах сгорания, $H_u = H_0$.

Теплота сгорания может быть определена экспериментально в калориметрической бомбе, либо расчетом по известным теплотам образования исходных веществ, входящих в состав топлива, и их продуктов сгорания, находящихся в соответствующем фазовом состоянии при базовой температуре T_0 .

Возможные химические топлива

Все наиболее теплотворные химические элементы с $H_u \geq 25\,000$ кДж/кг находятся в первых трех группах и первых четырех периодах периодической системы элементов Менделеева. Таких элементов всего семь: водород, литий, бериллий, бор, углерод, магний, алюминий. Именно эти элементы являются основой всех используемых и перспективных химических топлив ВРД.

Таблица 2.1

Свойство	Горючее							Керосин Т-1
	H ₂	Li	Be	B	C	Mg	Al	
Атомная масса	1,01	6,94	9,01	10,81	12,01	24,3	26,98	—
Плотность, кг/дм ³	0,0709 (ж) (-253 °C)	0,476	1,84	2,3	2,25	1,74	2,7	0,8
Массовая удельная теплота сгорания H_u , МДж/кг	120 **	42,98 *	62,8 *	58,82 *	32,79	24,81 *	30,98 *	42,91
Объемная удельная теплота сгорания H_v , МДж/дм ³	8,51 ***	21,7	115,55	135,3	73,77	43,16	83,65	34,33
Удельная теплопроводность H_T , кДж/кг	3409	7175	7218	5549	2623	6444	6388	2699
Стехиометрический коэффициент L_0	34,2	4,99	7,7	9,6	11,5	2,85	3,85	14,9

* Окисел в твердом виде.

** Газообразный водород при $+25^\circ\text{C}$.

*** Жидкий водород (-253°C).

В тех же группах (2 и 3-й), но в VI и VII периодах расположены три главных окисляющих элемента, используемых в ВРД или ракетных двигателях — кислород, фтор, хлор.

В табл. 2.1 даны основные свойства горючих веществ (рис. 2.2). Удельная теплопроводность топлива согласно определению (2.1) в координатах $H_u - (1 + L_0)$ характеризуется

H_u , МДж/кг; H_v , МДж/дм³

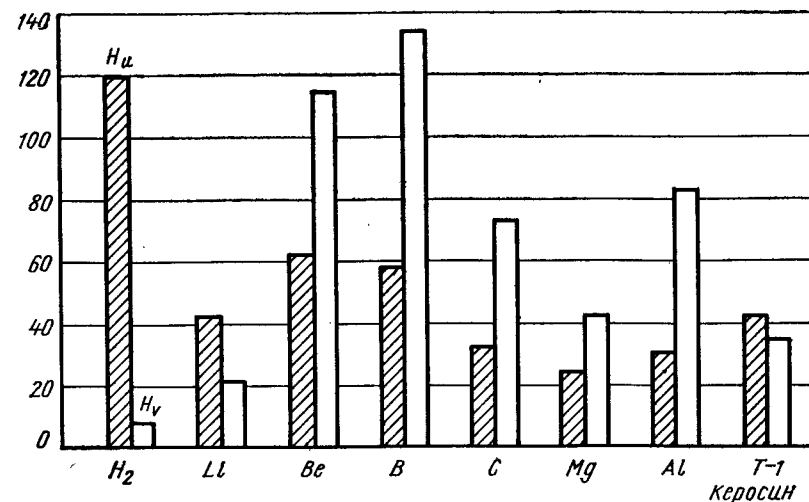


Рис. 2.2. Массовые и объемные удельные теплоты сгорания основных горючих веществ

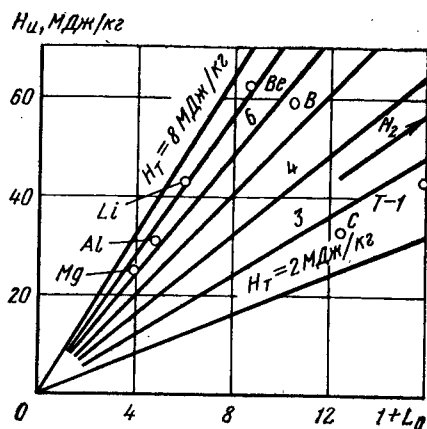


Рис. 2.3. Связь удельной массовой теплоты сгорания H_u , стехиометрического коэффициента L_0 и удельной теплотопроизводительности горючих

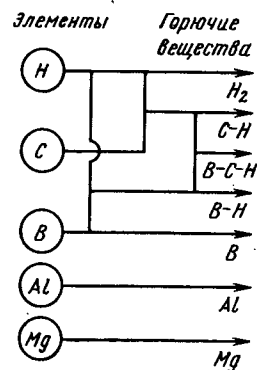


Рис. 2.4. Основные типы горючих веществ, потенциально пригодные для использования в ВРД

тангенсом угла наклона прямых $H_T = \text{const}$, выходящих из начала координат, что показано на рис. 2.3.

Из рассмотрения приведенных данных следует, что наивысшей массовой теплотой сгорания обладают водород, бериллий и бор (120 ... 60 МДж), средний уровень H_u (40 ... 30 МДж) характерен для лития, углерода и алюминия. Объемная теплота сгорания высока у «тяжелых» веществ — бора, бериллия, алюминия, углерода, имеющих $H_v \approx 135 \dots 70 \text{ МДж/дм}^3$ при плотности $\rho_t = 1,84 \dots 2,7 \text{ кг/дм}^3$.

Высокой теплотопроизводительностью (максимальной температурой горения) характеризуются металлы (Li, Be, Mg, Al) и металлоид В (7200 ... 5500 кДж/кг). Следует отметить, что все металлы и бор образуют при сгорании твердые окислы, снижающие работоспособность продуктов сгорания и дающие дым.

Ввиду сильной дифференциации свойств отдельных горючих веществ целесообразны их комбинации в виде механических смесей или химических соединений и, в первую очередь, соединений с водородом как наиболее теплотворным горючим. Хорошо известны соединения водорода с углеродом (углеводороды), с бором (боргидриды или бороводороды), тройные соединения бора, углерода и водорода (бороорганические вещества). Гидриды металлов (Li, Be, Al, Mg) практически непригодны к использованию как топлива ВРД (рис. 2.4).

Водород, заправляемый в баки в жидком виде и поступающий в двигатель в виде газа, как наиболее теплотворное из всех химических топлив, обладающее также рядом других положительных свойств (см. разд. 2.4), считается наиболее перспективным массовым топливом для авиации.

Углеводородные топлива, получаемые из нефти, в настоящее время являются основным топливом авиации и других видов транспорта (см. разд. 2.3). Обладают средними значениями теплот сгорания и высокими эксплуатационными качествами. Твердые углеводороды используются как компоненты зарядов твердого топлива ВРД.

Борводородные топлива (например, пентаборан B_5H_9 и декаборан $B_{10}H_{14}$) представляют собой жидкости или легкоплавкие твердые вещества с высокой массовой теплотой сгорания (65 ... 68 МДж/кг), крайне токсичные и в эксплуатации мало пригодные.

Бор — как топливо ВРД обладает уникальным сочетанием свойств. Он имеет массовую удельную теплоту сгорания, более чем на 30 % превышающую H_u авиационного керосина, самую высокую из всех химических топлив объемную теплотворность и достаточно большую удельную теплотопроизводительность H_T (в два раза большую, чем у керосина Т-1). Поэтому представляет интерес использование бора как топлива ВРД, главным образом в малогабаритных летательных аппаратах при высоких потребных тяговых характеристиках двигателей типа ПВРД. Бор может применяться в виде мелкодисперсного порошка, который непосредственно подается в камеру сгорания с помощью специальных устройств, или используется в виде суспензии (взвеси) в углеводородном топливе, или входит как компонент твердого топлива ракетно-прямоточного двигателя (РПДТ).

Алюминий и магний в виде порошков могут использоваться как компоненты твердых топлив ПВРД и РПДТ, повышая за счет высокой температуры сгорания тяговые характеристики двигателей и уменьшая объем зарядов за счет высокой плотности.

Бериллий и литий, несмотря на высокие энергетические показатели, в настоящее время не используются как топлива ВРД, вследствие неблагоприятных эксплуатационных свойств (продукты сгорания бериллия сильно токсичны, литий склонен к самовоспламенению при нагреве в воздухе и при контакте с водой и др.).

Ряд горючих в комбинированных ВРД (ракетно-прямоточных, ракетно-турбинных) используются в составе двухкомпонентного топлива, т. е. с бортовым окислителем, предназначенным для частичного сжигания горючего и его газификации. При использовании жидких компонентов в качестве окислителя может быть применена азотная кислота HNO_3 или другой окислитель ЖРД. В твердых унитарных зарядах в качестве окислителя применяются нитраты (KNO_3), перхлорат аммония NH_4ClO_4 и другие твердые окислители, содержащие в избыточном количестве кислород.

Рассмотрим более подробно авиационные топлива массового применения: современные авиационные углеводородные топлива, перспективное — жидкий водород, а также особенности применения в ВРД ядерной энергии.

2.3. УГЛЕВОДОРОДНЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ТОПЛИВА

В широкий класс авиационных топлив входят и топлива ВРД и бензины для поршневых двигателей, поэтому в дальнейшем будем говорить только о топливах ВРД — или, как их называют, реактивных топливах.

Исходным продуктом для получения реактивных топлив служит нефть — полезное ископаемое органического происхождения.

Сорта нефти различаются по плотности (от легких с $\rho < 0,87$ г/см³ до тяжелых с $\rho > 0,91$ г/см³) и содержанию серы (от малосернистых с $\bar{S} < 0,5$ % до высокосернистых с $\bar{S} > 2$ %).

Состав нефти обычно точно не определяется, так как нефть представляет собой очень сложный набор разнообразных химических соединений, основу которых составляют углеводородные соединения различных типов. Поэтому состав нефти (и ее производных, в том числе и реактивных топлив) характеризуют косвенно через понятия элементного (т. е. состава по химическим элементам, см. табл. 2.2), фракционного и группового составов.

Фракционный состав нефти определяется диапазонами температуры выкипания углеводородных компонентов, соответствующими стадиям процесса прямой фракционной перегонки нефти (табл. 2.3). Для производства реактивного топлива из легких фракций пригодны керосиновые и лигроиновые фракции.

Групповой состав нефти, т. е. состав по типу содержащихся в ней веществ обычно контролируется. Эти же группы веществ присутствуют в реактивных топливах, хотя их соотношение меняется в результате процессов переработки и очистки.

Основную массу углеводородных соединений, имеющих положительные свойства, представляют *парафины* (из ряда предельных насыщенных углеводородов с наибольшим содержанием водорода) и *нафтены* (циклические, насыщенные, обогащенные водородом соединения).

В нефти может содержаться до 20 % *ароматических* циклических углеводородов с повышенным содержанием углерода. Они уменьшают теплоту сгорания топлива, ухудшают полноту его сгорания, увеличивают склонность к нагарообразованию. Их содержание в топливе должно быть ограничено.

Присутствие в нефти и реактивных топливах *непредельных углеводородов* (олефинов) крайне нежелательно из-за неустойчивости и перерождения этих соединений при хранении, в результате чего образуются нежелательные вещества — органические кислоты, смолы и др.

Таблица 2.2

Элементный состав нефти (по массе) %

C	83 ... 87
H	11 ... 14
O	0,1 ... 1,3
N	0,02 ... 1,7
S	0,01 ... 7

Таблица 2.3

Фракции	Температурные пределы выкипания, °C
Легкие:	
Бензиновые	40 ... 200
Лигроиновые	120 ... 230
Керосиновые	150 ... 300
Газойлевые (дизельное топливо)	200 ... 350
Тяжелые (мазут)	Остатки после нагрева до 310 ... 350 °C

Особенно вредны содержащиеся в нефти *сера* и сернистые соединения из-за их коррозионной активности. Реактивные топлива подлежат максимально возможной очистке от серы.

Переработка нефти для получения топлив осуществляется в три этапа:

- первичная перегонка (выделение легких фракций);
- вторичная деструктивная переработка (расщепление и направленное изменение строения молекул тяжелых фракций);
- заклучительная очистка.

Прямой перегонкой с последующей очисткой в настоящее время получается основная масса реактивных топлив. Однако при доле всех легких фракций 40 ... 50 % от нефти выход авиакеросина составляет всего 9 ... 15 %.

Широко распространенный в промышленности для расширения выхода легких фракций *термический крекинг* (расщепление при высоких давлениях и температуре молекул тяжелых фракций нефти) неприменим для производства реактивных топлив из-за низкой стабильности крекинг-продуктов (вследствие высокого содержания непредельных углеводородов). В последнее время внедряется процесс *гидрокрекинга*, т. е. крекинга в присутствии газообразного водорода, насыщающего и асцепленные молекулы водородом и устраняющего ряд вредных веществ. Выход высококачественных реактивных топлив возрастает до нескольких десятков процентов, но стоимость их оказывается существенно более высокой.

Обычная очистка прямогонных топлив от непредельных углеводородов, смол, органических кислот, соединений серы и других вредных примесей производится обработкой серной кислотой, многочисленными промывками водой и щелочными растворами с последующим отстаем.

В последнее время широко внедрена *гидроочистка* прямогонных продуктов, заключающаяся в каталитической их обработке газообразным водородом. Гидроочистка существенно повышает качество топлива, в частности, почти полностью удаляет из него непредельные углеводороды и серу.

Основные сорта реактивных топлив

В СССР вырабатывается несколько сортов реактивных топлив, различающихся, главным образом, возможностью применения при сверхзвуковых скоростях полета, т. е. максимальной температурой нагрева в баках (термостабильностью).

Топлива для дозвуковых и кратковременных сверхзвуковых полетов (при $t_{\text{г max}} < 120^\circ\text{C}$) представлены двумя сортами — Т-1 и ТС-1.

Топлива Т-1 и ТС-1 взаимозаменяемы в эксплуатации и представляют собой наиболее широкий класс отечественных реактивных топлив. ТС-1 — прямогонная лигроиновая фракция сернистых нефтей, имеющих широкую сырьевую базу.

Топливо РТ является унифицированным топливом для дозвуковых и сверхзвуковых полетов при $t_{\text{г max}}$ не более 180°C . Это высококачественное топливо, получаемое прямой перегонкой из любых сортов нефти с применением современных процессов гидроочистки.

Для длительного сверхзвукового полета используется топливо с повышенной термостабильностью Т-6.

Топливо Т-2 представляет собой особый класс топлив широкофракционного состава (включающих бензиновую фракцию), получаемых прямой перегонкой сернистых сортов нефти, обладает малой вязкостью и высокой летучестью. Поэтому, несмотря на экономические преимущества, связанные с большим выходом из нефти, топливо Т-2 для широкой эксплуатации не применяется.

Советские массовые топлива ТС-1, РТ эквивалентны по качественным показателям массовым зарубежным топливам Jet A, AI (США), аналогичным им.

Физико-химические свойства реактивных топлив

Основные показатели и свойства товарных реактивных топлив регламентированы стандартами. Фактические данные топлив колеблются в зависимости от качества сырья и технологии, но, как правило, превышают требования стандартов. В дальнейшем будем приводить регламентированные данные, касающиеся только главных параметров и свойств топлив (см. табл. 2.4).

Групповой состав прямогонных топлив различных марок колеблется в значительных пределах, %:

парафиновые углеводороды	15 ... 65
нафтеновые углеводороды	20 ... 80
ароматические углеводороды	10 ... 22

ГОСТом ограничивается лишь максимальное содержание ароматических углеводородов.

Таблица 2.4

Свойства *	Т-1	ТС-1	Т-2	РТ	Т-6
Удельная теплота сгорания низшая H_u , кДж/кг (ккал/кг), не менее	42 914 (10 250)	42 914 (10 250)	43 123 (10 300)	43 123 (10 300)	43 123 (10 300)
Плотность при $+20^\circ\text{C}$, кг/дм ³	$\geq 0,8$	$\geq 0,775$	$\geq 0,775$	$\geq 0,775$	$\geq 0,84$
Температура начала кипения, $^\circ\text{C}$	≤ 150	≤ 150	≥ 60	≥ 135	≥ 195
Температура испарения 98 % топлива, $^\circ\text{C}$	≤ 280	≤ 250	≤ 280	≤ 280	≤ 315
Вязкость, сСт при $+20^\circ\text{C}$ при -40°C не более	$\geq 1,5$ 16	$\geq 1,25$ 8	$\geq 1,05$ 6	$\geq 1,25$ 16	$\leq 4,5$ 60
Температура начала кристаллизации, $^\circ\text{C}$	-60	-60	-60	-60	-60
Термическая стабильность в статических условиях (150°C в течение 4 ч), осадки мг/100 мл топлива	18	10	12	6 (в течение 5 ч)	6
Содержание ароматических углеводородов, %, не более	20	22	22	18,5	10

* Физико-химические свойства реактивных топлив Т-1, ТС-1, Т-2 — ГОСТ 10227—62, РТ — ГОСТ 16564—71, Т-6 — ГОСТ 12308—80.

Плотность топлив зависит от соотношения легких и тяжелых фракций и от группового состава. При тех же пределах выкипания, в определенном соответствии с относительным содержанием водорода, наименьшую плотность имеют парафины, затем идут нафтены, и наибольшую плотность имеют ароматические углеводороды. Поэтому в диапазоне изменения плотности $\rho_{\text{г min}} = 0,77 \dots 0,84$ меньшее значение относится к топливам ТС-1 и РТ, имеющим много парафиновых компонентов, и большее к тяжелому термостабильному топливу Т-6 с большим содержанием нафтенов.

Удельная теплота сгорания реактивных топлив должна быть не ниже гарантированных значений 42 910 ... 43 100 кДж/кг (10 250 ... 10 300 ккал/кг). При этом объемная удельная теплота сгорания меняется от 33 400 ... 34 300 кДж/дм³ у топлив РТ и Т-1 до 36 200 кДж/дм³ у топлива Т-6 (8000 ... 8650 ккал/дм³ соответственно).

Для единообразия всех термодинамических расчетов двигателя принято условное «нормальное» углеводородное топливо, содержащее 85 % углерода и 15 % водорода и имеющее удельную теплоту сгорания $H_u = 42 910$ кДж/кг (10 250 ккал/кг), стехиометрический коэффициент $L_0 = 14,9$.

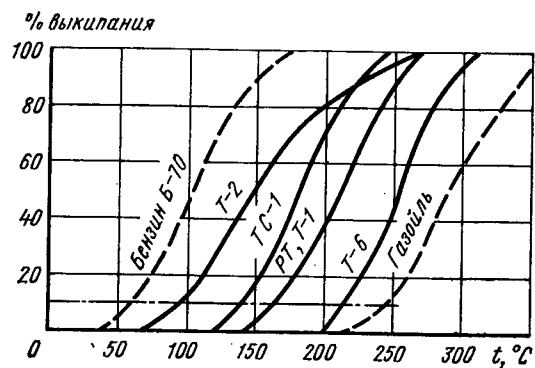


Рис. 2.5. Кривые выкипания (разгонки) реактивных топлив (фактические):
 — уровень 10 % разгонки, характеризующий «летучесть» топлив

Фракционный состав топлив характеризуется кривыми выкипания топлив при нагреве и нормальном атмосферном давлении (рис. 2.5). Топлива

типа Т-1, ТС-1, РТ выкипают в пределах от 135 ... 150 до 250 ... 280 °С, а топливо Т-6 — в пределах 195 ... 315 °С. Фракционный состав определяет такие свойства топлив, как температура начала кипения, летучесть (температура испарения 10 % топлива), давление насыщенных паров топлив в надтопливном пространстве баков, температуру вспышки смеси паров топлива с воздухом от искры и др. Эти свойства чрезвычайно важны для эксплуатации топлива на самолетах, но требования к ним в известной степени противоречивы.

Высокая летучесть топлива и низкая температура вспышки (требующие пониженной температуры начала кипения) необходимы для надежного запуска двигателя, особенно в полете на больших высотах и при низких атмосферных температурах. Однако при этом растут давление насыщенных паров, т. е. испаряемость топлива, и пожарная опасность. Особенно опасно испарение топлива при длительном сверхзвуковом полете самолетов на больших высотах, когда топливо в баках нагревается, давление его насыщенных паров растет, а атмосферное давление падает. Создаются условия для полного испарения топлива. В этих случаях применяют топлива с повышенной температурой начала кипения, а также делают наддув баков, повышая в них давление. Для предотвращения возрастающей при полете на больших высотах и скорости опасности воспламенения паров топлива в баках их заполняют нейтральным газом (азотом) по мере выработки топлива, либо применяют азотированное (т. е. насыщенное азотом на земле) топливо. По мере снижения давления на высоте азот выделяется из топлива, заполняя свободное пространство в баках.

Вязкость топлива — одна из важных эксплуатационных характеристик. Температура топлива t_t при эксплуатации может изменяться в широких пределах. В баках сверхзвуковых самолетов топливо может нагреваться до 100 ... 200 °С и выше. Кроме того, топливо дополнительно сильно разогревается в топливоподающих системах двигателя, насосах высокого давления и т. п. С другой стороны, при длительных полетах дозвуковых самолетов в стратосфере ($H = 10 \dots 12$ км), где наружная температура

может достигать — 60... — 65 °С, температура топлива в баках может опускаться до — 30... — 40 °С. Вязкость зависит от фракционного состава топлива (у тяжелых топлив она выше), от их группового состава и от температуры топлива.

Вязкость топлив значительно снижается при высоких положительных температурах t_t и быстро растет при отрицательных. Поэтому в указанных выше широких температурных пределах эксплуатации топливо должно при высоких t_t сохранять достаточную вязкость и смазывающую способность, необходимую для нормальной работы топливоподающей аппаратуры (плунжерных или шестеренчатых насосов, топливных регуляторов и др.). Вязкость топлива не должна быть очень высокой при отрицательных температурах, чтобы была возможность прокачки и достаточной мелкости распыла в форсунках, необходимой для эффективного сжигания топлива в камерах сгорания двигателей.

Для характеристики вязкости топлив используют коэффициент кинематической вязкости ν , измеряемый в м²/с или в сантистоксах сСт (1 Стокс = 1 см²/с). Вязкость оценивают при стандартных температурах топлива +20 и —40 °С (см. табл. 2.4).

Температура кристаллизации топлива гарантирует эксплуатацию и хранение топлива в зонах с холодным климатом. По ГОСТу требуется температура кристаллизации не выше —60 °С, хотя такие температуры в эксплуатации встречаются редко.

Стабильность и термостабильность являются важнейшими эксплуатационными характеристиками реактивных топлив.

Стабильность при хранении топлив зависит в основном от окисления их кислородом воздуха, которому в первую очередь подвержены непредельные углеводороды. Поэтому в результате процессов очистки, особенно гидроочистки, реактивные топлива практически освобождаются от непредельных углеводородов.

Термостабильность при нагреве топлива определяется количеством образующихся нерастворимых осадков, которое зависит от содержания в топливе непредельных углеводородов, сернистых, азотистых соединений, смол и других примесей, контактирующих с кислородом воздуха. Количество осадков определяют статическим методом при выдержке топлива в течение 4 ... 5 ч при 150 °С или динамическим — при перекачке топлива, нагретого до 150 ... 180 °С, через фильтр в течение 5 ч.

Термостабильность топлива на сверхзвуковых самолетах может быть повышена наддувом баков инертным газом или азотированием топлива, так как при этом резко снижается содержание кислорода в окружающей среде.

Тяжелые углеводородные топлива

Рассмотренные выше высококачественные реактивные топлива вполне удовлетворяют современным требованиям эксплуатации дозвуковой и сверхзвуковой авиации.

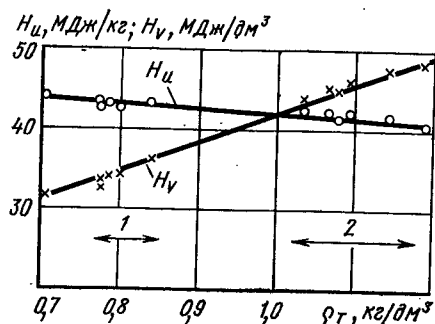


Рис. 2.6. Изменение массовой и объемной удельных теплот сгорания углеводородных топлив в зависимости от их плотности:
1 — авиационные керосины (Т-1, ТС-1, Т-2, РТ, Т-6); 2 — тяжелые синтетические топлива [29]

Однако, как указывалось ранее (см. разд. 2.1 и 2.2), для малогабаритных летательных аппаратов требуется повышенная объемная теплота сгорания, т. е. топливо повышен-

ной плотности. Существует общая закономерность, согласно которой увеличение плотности углеводородов достигается использованием тяжелых молекул с увеличенным отношением содержания углерода и водорода. При этом уменьшается их массовая теплота сгорания, но объемная — растет (рис. 2.6). Возникают трудности с удовлетворением требований по вязкости, температуре кристаллизации и др. При $\rho_T > 0,95 \dots 1,0$ на смену топливам естественного нефтяного происхождения приходят синтетические углеводороды, свойства которых можно формировать в нужных направлениях. Примером подобных топлив может служить американское топливо Шелдайн, имеющее плотность $\rho_T = 1,08$ кг/дм³ и объемную теплоту сгорания $\sim 44\,850$ кДж/л, на 25 ... 35 % превышающую H_v обычных реактивных топлив.

Углеводородные топлива из ненефтяного сырья

Запасы нефти на Земле ограничены. Начиная с середины 70-х гг. в мировой энергетике возникли трудности со снабжением нефтью. Обеспеченность добычи нефти ее разведанными запасами падает, а цены на нефть и на все виды топлива, получаемого из нее, растут. Во всех странах предпринимаются усилия по экономии потребления нефти, переходу в энергетике на каменный уголь, развитию сети атомных электростанций и т. п.

Авиация не является основным потребителем нефти. Даже в странах с наиболее развитым воздушным транспортом объем потребления авиационного топлива не превышает 10 % от всего потребления нефти. Однако, ввиду небольшого выхода из нефти прямогонного реактивного топлива для его производства требуется значительное количество нефтяного сырья. Поэтому указанные энергетические трудности имеют непосредственное отношение к авиации. Они преодолеваются в следующих направлениях.

1. Совершенствование (модернизация) существующих самолетов и двигателей и их рациональная, экономичная эксплуатация.
2. Создание новых высокоэкономичных самолетов и двигателей.
3. Поиск и внедрение новых (альтернативных) источников энергии с широкой сырьевой базой.

К таким перспективным источникам энергии относятся прежде всего жидкий водород и ядерное горючее (см. разд. 2.4 и 2.5).

Из углеводородных альтернативных топлив рассматриваются сжиженные газы (метан и др.) и синтетические реактивные топлива (из нефтяных сланцев и угля).

Жидкий природный газ (метан) как авиационное топливо может быть получен охлаждением при низкой температуре природного газа, в составе которого доля метана (CH_4) достигает 85 ... 95 %. Жидкий метан является криогенным топливом, температура кипения которого при нормальном давлении равна -161°C . Метан имеет массовую удельную теплоту сгорания $H_u = 50\,000$ кДж/кг, что на 16 % выше, чем у обычных реактивных топлив. Однако вследствие низкой плотности в жидком виде, равной $0,424$ кг/дм³, его объемная теплота сгорания на 35 ... 40 % ниже, что требует увеличения объема баков. Стоимость производства метана с учетом затрат на охлаждение оказывается близкой к стоимости обычного реактивного топлива.

Более высокая H_u и низкая стоимость дают метану определенные технико-экономические преимущества, однако его вряд ли можно считать перспективным массовым авиационным топливом, несмотря на существенно большие запасы природного газа, чем нефти. Специфика метана как криогенного топлива требует создания парка новых самолетов, внедрения новой системы их эксплуатации, разработки систем хранения и подачи топлива и решения ряда других смежных технических проблем.

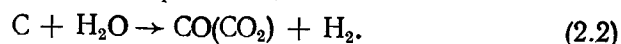
Может найти применение в авиации местных линий (например, на вертолетах в отдаленных районах нефтедобычи) жидкое топливо из так называемого «попутного газа», выделяющегося при добыче нефти. Этот газ, содержащий более тяжелые, чем метан, предельные углеводороды (этан, пропан, бутан и др.), может содержаться в баллонах в конденсированном виде при давлении в несколько бар и при нормальной температуре. Такое использование пропана широко практикуется, например, в автомобильном транспорте.

Синтетическое топливо из нефтяных (горючих) сланцев. Горючие сланцы пропитаны органическими высокомолекулярными соединениями (10 ... 30 % по массе и более). Путем многочисленных перегонки, сложных процессов крекинга, гидрирования (насыщения водородом), очистки последовательно получают сырую сланцевую нефть, синтетическую нефть, синтетические топлива (бензин, керосин).

Синтетическое топливо из угля. Исходным сырьем его могут служить любые угли, в том числе каменные низких сортов, бурые и др.

Синтетическую нефть из угля получают в две стадии — газификации и ожижения. Эти процессы достаточно сложны, поэтому приведем лишь общую схему (одну из возможных) и конечные результаты.

В стадии газификации раскаленный уголь продувают парами воды при высокой температуре в присутствии катализаторов; в результате получается СО или углекислый газ и водород, который используется во второй стадии:



В стадии ожигания на измельченный уголь при высоких температурах и давлениях воздействуют водородом, в результате чего происходит синтез углеводородных молекул и получается жидкая синтетическая нефть:



Далее из синтетической нефти путем перегонок, крекинга, гидрирования получают синтетическое, в том числе реактивное топливо.

Перспективы применения синтетических топлив. Запасы угля и сланцев на Земле существенно больше запасов нефти. Способы получения синтетических топлив известны. Их производят в настоящее время в ограниченных масштабах. Проблема массового их применения заключается в разработке более дешевой технологии и в необходимости больших капиталовложений в создание новой отрасли промышленности.

Большим преимуществом синтетических реактивных топлив является то, что в целом сохраняются сложившиеся условия эксплуатации воздушного транспорта, парк самолетов и двигателей. Однако синтетические топлива в настоящее время получают более дорогими, чем натуральные, а качество их — ниже.

В целом синтетические реактивные топлива расцениваются как перспективные массовые топлива, которые постепенно придут на смену натуральным топливам нефтяного происхождения и смогут продлить эпоху применения углеводородных топлив в авиации на несколько десятилетий.

2.4. ВОДОРОД КАК АВИАЦИОННОЕ ТОПЛИВО

Потенциальные запасы сырья для получения водорода — воды — практически не ограничены. Кроме того, после сжигания водорода опять образуется вода, т. е. водород является абсолютно восстанавливаемым носителем энергии. Однако для его получения требуются значительные затраты энергии, которые в перспективе могут быть обеспечены наземной ядерной энергетикой. Таким образом, водород, являющийся жидким химическим топливом, позволяет использовать ядерную энергетику будущего в авиации.

Физико-химические свойства водорода

Водород является криогенным, т. е. глубоко переохлажденным жидким топливом. Это качество, несмотря на эксплуатационные трудности, дает водороду большое преимущество, свя-

Таблица 2.5

Свойство	Топливо ТС-1	Водород, H ₂
H_u ($T_0 = 298,16$ К), кДж/кг	42 914	120 000
ρ_T , кг/дм ³	0,775	0,0709 (ж)
H_v , кДж/дм ³	33 260	8 510 *
Температура начала кипения, °С	150	—253
Температура предельного нагрева $t_{пред}$, °С	≤280	Неограничена (условно 1000 °С)
Удельное хладосодержание ($t_{бака} \rightarrow t_{пред}$), кДж/кг	700—800	~18 000 ($t_{пред} = 1000$ °С)

* На единицу объема жидкого водорода.

занное со значительным хладосодержанием, которое можно использовать для охлаждения горячих деталей и систем. Водород подается в двигатель и сжигается в газообразном виде. Основные свойства жидкого водорода в сравнении с углеводородным топливом ТС-1 показаны в табл. 2.5.

Водород по сравнению с топливом ТС-1 имеет в 2,8 раз большую удельную массовую теплоту сгорания и в 20 ... 25 большее удельное хладосодержание. Однако плотность его в жидком виде меньше в 11,8 раз, что определяет уменьшение удельной объемной теплоты сгорания примерно в четыре раза.

Высокое удельное хладосодержание водорода определяется не только высокой температурой возможного предельного нагрева, но и большой теплоемкостью его в газообразном виде, которая в несколько раз превышает теплоемкость жидкого керосина и изменяется в диапазоне температур 20 ... 1000 К от 10,32 до 15 кДж/(кг·К). Теплота испарения водорода невелика и равна 442 кДж/кг при $t = -253$ °С (рис. 2.7).

Указанное в табл. 2.5 значение H_u водорода определено при стандартной базовой температуре $T_0 = 298,16$ К. Если в камеры сгорания ВРД подается переохлажденный водород, то при расчетах его фактическая удельная теплота сгорания должна быть уменьшена в соответствии с рис. 2.8. Например, если подавать жидкий водород с $T = 20$ К, то это «уменьшение» составит ~3700 кДж/кг или ~3 % от H_u . Наоборот, если в системах охлаждения двигателя газообразный водород нагревается свыше 298,16 К, то его фактическая теплота сгорания увеличится. При $t_{пред} = 1000$ °С это увеличение равно ~14 250 кДж/кг или ~12 % от H_u .

Следует отметить положительное свойство водорода — его высокую химическую активность при горении в воздухе, что облегчает организацию рабочего процесса в камерах сгорания двигателя.

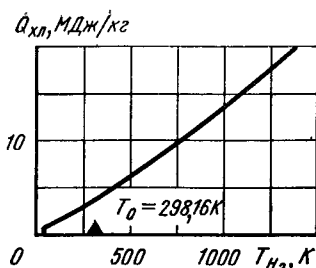


Рис. 2.7. Удельное теплотоголощение (хладосодержание) водорода при испарении и нагреве (начальное состояние — жидкий водород с $T = 20\text{ K}$)

Рассмотрим значение свойств жидкого водорода для использования его как авиационного топлива и возможные технические последствия:

1. *Высокая массовая теплота сгорания* позволяет уменьшить удельный расход топлива двигателя в 2,8 ... 3 раза и более, если хладосодержание водорода используется для совершенствования рабочего цикла двигателя. Это означает, что при тех же задачах запас топлива на самолетах уменьшается в несколько раз, самолет становится легче, а это еще больше уменьшает затраты топлива.

2. *Низкая плотность и малое H_v* приводят к необходимости увеличения объема топливных баков примерно в четыре раза при том же запасе тепловой энергии на борту. Возможность усовершенствования двигателей и облегчение самолетов несколько снижает эту цифру. Однако проблема размещения водорода на борту самолета остается одной из самых сложных.

3. *Высокое хладосодержание* позволяет улучшить параметры и характеристики двигателя за счет охлаждения горячей части, использования различных теплообменных устройств и т. п. (увеличение температуры газа, регенерация тепла, циклы с промежуточным охлаждением и др.). Кроме того, хладосодержание жидкого водорода оказывается вполне достаточным для охлаждения конструкции двигателя и элементов летательного аппарата при $M_{II} > 6$ и тем самым может обеспечить освоение гиперзвуковой области скоростей полета.

4. *Криогенность* (низкая температура кипения) вызывает целый ряд новых требований, таких, как теплоизоляция баков;

специальная система продувки, захолаживания, заправки баков и топливных систем;

специальные системы топливоснабжения и хранения жидкого водорода в аэродромных условиях и др.

5. *Обеспечение пожаро- и взрывобезопасности* при высокой химической активности водорода явится одной из важных проблем его использования как массового топлива.

6. *«Водородные» газотурбинные двигатели* должны отличаться от двигателей, работающих на керосиновом топливе наличием систем охлаждения, газификации водорода, принципиально новых систем топливopодачи и регулирования, новыми камерами сгорания для сжигания газообразного топлива и др.

Применение жидкого водорода наряду с положительными факторами связано с решением ряда новых технических и эксплуатационных проблем, которые частично решены в ракетной

технике, где жидкий водород уже используется в космических системах. Это дает основание для внедрения жидкого водорода и в авиацию.

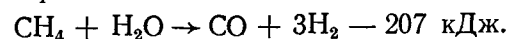
Методы производства водорода

Водород в настоящее время производится в широких масштабах (в газообразном виде) и используется в народном хозяйстве — в химической промышленности, в металлургии и в нефтеперерабатывающей промышленности, в частности, для процессов гидроочистки, гидрирования и гидрокрекинга реактивных топлив. Жидкий водород используется в ракетной технике.

Водород получается в основном в результате переработки — *конверсии природного газа (метана)*.

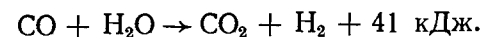
Процесс протекает в три стадии:

1. Конверсия метана парами воды при высокой температуре с катализаторами:



В результате получается «водяной газ» (смесь окиси углерода с водородом).

2. Конверсия окиси углерода водяным паром при высокой температуре с катализаторами:



3. Очистка водорода (поглощение CO_2 адсорбентом и замораживание остатков CO_2 при $t < -79^\circ\text{C}$).

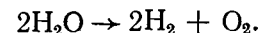
Более перспективным в отношении расходования природных ресурсов является способ производства водорода с помощью *газификации угля*. Общая схема процесса соответствует выражению (2.2) и во многом повторяет процесс конверсии метана:

1. $\text{C} + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{CO} + \text{H}_2 - 119 \text{ кДж}$ ($t = 1000 \dots 1100^\circ\text{C}$, катализаторы).

2. $\text{CO} + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{CO}_2 + \text{H}_2 + 41 \text{ кДж}$ ($t = 450^\circ\text{C}$, катализаторы).

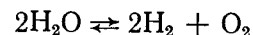
3. Очистка водорода.

Оба рассмотренных процесса связаны с расходом минерального сырья, природного газа и угля, запасы которых в принципе ограничены. Эти ограничения снимает *электрохимический способ производства водорода* путем электролиза воды по схеме



Эти процессы и устройства для их осуществления (электролизеры) в настоящее время интенсивно исследуются с целью увеличения выхода водорода по отношению к затраченной электроэнергии. Для массового применения этого способа, а также последующего ожигения водорода потребуются мощные источники электроэнергии, которыми могут стать атомные электростанции будущего.

Разрабатываются и другие способы получения водорода из воды — *термохимические*, в простейшем виде соответствующие реакции



при непосредственном подводе тепла без перевода его в электро-энергию. Сдвиг этой реакции вправо и заметное увеличение выхода водорода требует высоких температур — в несколько тысяч градусов Цельсия, что практически нереально. Поэтому предложено большое число сложных многоступенчатых *термохимических циклов* с рядом промежуточных реакций, в которых требуемая температура не превышает 800 ... 1000 °С, и в конечном счете водород получают из воды. Эти способы открывают большие перспективы производства водорода с пониженными затратами энергии, первичным источником которой, в частности, могут быть ядерные реакторы.

Перспективы применения водородного топлива. Существует ряд объективных факторов, которые будут способствовать в перспективе внедрению водорода как основного авиационного топлива.

1. Истощение ресурсов нефти и других горючих полезных ископаемых.

Развитие атомно-водородной энергетики и полная восстанавливаемость сырья (воды) устраняют (в перспективе) ресурсно-энергетические ограничения.

2. Техничко-экономические преимущества применения водорода.

«Водородные» самолеты вследствие меньших запасов топлива по оценкам получаются более легкими и более экономичными. Постепенное внедрение водорода, по-видимому, будет осуществляться путем устройства сети постоянных оборудованных трасс для полета «водородных» самолетов.

3. Освоение гиперзвуковых скоростей полета ($M_{\text{н}} \geq 6$) становится возможным только при использовании в качестве топлива жидкого водорода с его исключительно высоким хладосодержанием.

4. Снижение вредных выбросов из «водородных» двигателей, отсутствие дыма, окиси углерода, несгоревших углеводородов, окислов серы и других вредных веществ, содержащихся в продуктах сгорания углеводородных топлив, является немаловажным фактором в проблеме защиты окружающей среды.

2.5. ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГИИ В ВРД

Потенциальные преимущества применения ядерной энергии на самолетах заключаются в чрезвычайно высокой энерго-емкости ядерного топлива, вследствие чего продолжительность и дальность полета возрастают во много раз по сравнению с само-

летами, использующими химическое топливо. Действительно, в реакции деления 1 кг урана (^{235}U) реально выделяется ядерная энергия, равная $\approx 8 \cdot 10^{10}$ кДж, что в $\approx 2 \cdot 10^6$ больше удельной теплоты сгорания керосина.

Однако для создания самолетов и двигателей, использующих ядерное топливо, потребуется решить ряд крупных научно-технических проблем, связанных с безопасностью эксплуатации, значительной массой ядерной силовой установки (ЯСУ), содержащей реактор и биологическую защиту, с необходимостью создания специальных газотурбинных воздушно-реактивных двигателей (ЯВРД) и системы передачи тепла от реактора к двигателям.

Авиационный ядерный реактор

Общие принципы устройства ядерных реакторов изучаются в курсе общей физики. Отметим особенности авиационного ядерного реактора (АЯР) и основные требования к нему.

Мощность. Мощность наземных энергетических реакторов может достигать нескольких миллионов кВт. Мощность авиационных ЯР даже для тяжелых пилотируемых самолетов взлетной массой 500 ... 700 т составляет 200 ... 300 тыс. кВт.

Компактность. АЯР должны быть максимально компактными для возможности размещения в фюзеляже и снижения массы (вместе с биологической защитой). В этом отношении предпочтительны АЯР на быстрых нейтронах.

С целью уменьшения размеров и массы реактора его тепловую мощность, как правило, выбирают для режима работы двигателей в длительном крейсерском полете самолета. На режимах, требующих максимального расхода топлива (взлет и набор высоты), двигатели работают на обычном химическом (углеводородном) топливе. Поэтому и двигатели (ЯВРД) и самолеты с ЯСУ должны иметь соответствующие топливные системы.

Защита от радиации (потока нейтронов и γ -излучения) необходима для нормальной работы летного состава и обслуживающего персонала на аэродроме. Масса систем биологической защиты АЯР составляет основную долю общей массы ЯСУ самолетов. При работе АЯР биологическая защита поглощает его излучение и разогревается. Поэтому на самолете должна быть предусмотрена система охлаждения защитного устройства.

Безопасность эксплуатации ЯСУ должна обеспечиваться гарантированным управлением процессом тепловыделения в реакторе на рабочих режимах, в аварийных ситуациях, при запуске и при останове. При необходимости должны быть гарантированы демпфирование и сохранение герметичности оболочки реактора, предотвращающих возможный выброс радиоактивных веществ. Поэтому АЯР вместе с контуром первичного теплоносителя и биологической защитой заключают в высокопрочный неразрушаемый контейнер.

Таблица 2.6

Свойства	Литий Li	Натрий Na	78 % K + + 22 % Na	Гелий He	Воздух
Температура плавления, °C	182	98	-11	—	—
Плотность ($T =$ $= 910 \text{ K}$), кг/дм ³	0,476	0,8	0,72	0,00207	0,0149 ($p = 3500 \text{ кПа}$)
Удельная тепло- емкость ($T =$ $= 910 \text{ K}$), кДж/(кг·К)	4,32	1,258	0,88	5,2	1,137 ($p = 3500 \text{ кПа}$)

Отвод тепла от реактора в двигатели в целях безопасности осуществляется двумя контурами теплопереноса: первичным, находящимся в реакторе и внутри его контейнера, и вторичным, переносящим тепло в двигатели. Такое разделение оказывается необходимым, так как первичный теплоноситель может быть радиоактивным. Передача тепла от первичного к вторичному теплоносителю осуществляется в теплообменниках, находящихся внутри контейнера АЯР. К теплоносителям предъявляются требования слабого замедления нейтронов (для первичных теплоносителей в быстрых АЯР), низкой коррозионной активности по отношению к конструкционным материалам, высокого коэффициента теплопроводности, большой удельной теплоемкости, низкой упругости паров при нагревании и др.

В качестве теплоносителей в ЯСУ с быстрым реактором могут использоваться щелочные металлы или их эвтектические сплавы с низкой температурой плавления (табл. 2.6), а также некоторые газы при высоком давлении, например, гелий, имеющий высокую удельную теплоемкость вследствие малой молекулярной массы, равной 4,0026 (ср. с воздухом в табл. 2.6).

Должен быть предусмотрен подогрев трубопроводов для предварительного расплавления теплоносителя. Использование щелочных металлов Na, K, Li требует мер предосторожности в эксплуатации. Они могут возгораться на воздухе, бурно реагируют с водой. Утечки теплоносителей из контуров недопустимы.

Динамическая управляемость является непременным свойством авиационных силовых установок вследствие необходимости быстро изменять мощность (тягу) двигателей при маневре самолета, в условиях взлета, посадки и в ряде других случаев, встречающихся при эксплуатации даже тяжелых неманевренных самолетов. Несмотря на то, что АЯР может очень быстро наращивать и сбрасывать свою нейтронную мощность, система передачи тепла в двигатель с помощью теплоносителей и теплообменных устройств оказывается очень инерционной. Поэтому на всех режимах полета, где возможны непредсказуемые случаи, требующие бы-

строого изменения режима работы двигателя (взлет, набор высоты, снижение, посадка), ЯВРД работает на обычном химическом топливе. АЯР используется только в длительном крейсерском полете.

Система управления АЯР должна предусматривать особенности запуска с разогревом систем теплоносителя и выключения реактора. С целью отвода тепла, выделяемого в реакторе в течение некоторого времени после его останова, должна быть предусмотрена система расхолаживания АЯР.

Ресурс АЯР должен быть достаточно большим для обеспечения экономичной эксплуатации самолета (более 10 000 ч, что соизмеримо с ресурсом горячих частей обычных газотурбинных двигателей).

Авиационная ядерная силовая установка

Известно несколько схем АЯСУ с ЯВРД, в которых используются различные рабочие циклы. Рассмотрим наиболее простую из них, использующую обычный (открытый) цикл $p = \text{const}$ (рис. 2.8).

Такая АЯСУ включает узел реактора, систему передачи тепла, двигателя (для тяжелых самолетов может потребоваться 4...8 двигателей) с теплообменниками и камерами сгорания, работающими на химическом топливе. Кроме этих основных систем, АЯСУ должна иметь две дополнительные системы теплоотвода: систему рассеяния тепла, выделяющегося в реакторе после его останова, и систему охлаждения радиационной защиты реактора.

При выборе параметров термодинамического цикла ЯВРД необходимо учитывать ряд специфических особенностей, связанных, и первую очередь, с более низкой температурой подогрева газа в цикле T_g^* , чем у обычных двигателей, кото-

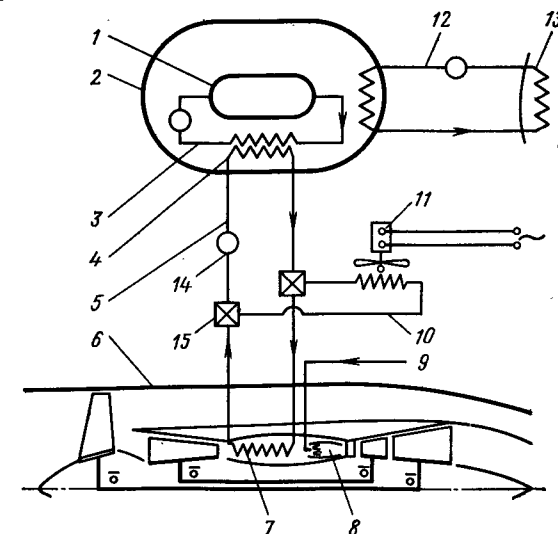


Рис. 2.8. Схема АЯСУ с двухконтурным двигателем [28]:

1 — реактор; 2 — неразрушаемый контейнер с биологической защитой; 3 — первичный контур теплопереноса; 4 — теплообменники; 5 — вторичный контур теплопереноса; 6 — ТРДД; 7 — теплообменник двигателя; 8 — камера сгорания; 9 — подвод жидкого химического топлива; 10 — система расхолаживания реактора; 11 — вентилятор; 12 — система охлаждения защиты ЯР; 13 — теплообменник с защитой; 14 — насосы; 15 — переключающие вентили

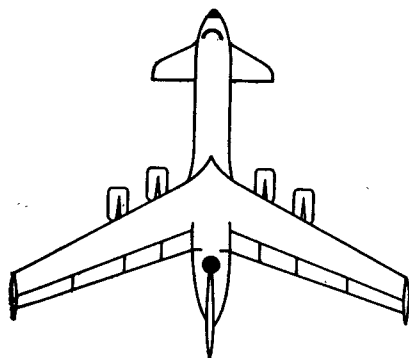


Рис. 2.9. Схема тяжелого транспортного самолета с ЯСУ [28]; ● — контейнер с реактором

$M_{\Pi} < 1$), то степень двухконтурности летательного аппарата.

На рис. 2.9 в качестве примера показана схема тяжелого транспортного самолета типа «утка» с ЯСУ по разработкам фирмы Локхид ($M_{\Pi} = 0,75$). Этот самолет имеет взлетную массу ≈ 700 т, из них ЯСУ составляет $\approx 39\%$, полезная нагрузка $\approx 25\%$, а запас химического топлива $\approx 8,5\%$. В массе ЯСУ большая часть ($\approx 64\%$) приходится на массу реактора и системы биологической защиты. Самолеты подобного типа рассчитываются на многосуточные полеты с неограниченной дальностью полета. Дальность полета с неработающим реактором ≈ 1850 км.

Таким образом, учитывая эксплуатационные и технические особенности ЯСУ, трудно предположить, что в обозримом будущем эта силовая установка найдет массовое применение в самолетах общего назначения. Область применения ЯСУ, по-видимому, — специальные летательные аппараты, в частности, *очень тяжелые* дозвуковые самолеты рассмотренного типа. Это связано с тем, что масса АЯР с биологической защитой увеличивается значительно медленней его тепловой мощности, вследствие чего с увеличением взлетной массы самолета доля массы АЯР в ней существенно снижается, и применение ЯСУ становится целесообразным.

рая определяется предельно допустимой температурой материала теплообменников, а также с их гидравлическим сопротивлением по воздушному тракту, величина которого связана с габаритными размерами и массой теплообменных устройств.

Допустимый уровень T_g^* в крейсерском полете ЯВРД равен ≈ 1000 К или несколько больше. При использовании при взлете химического топлива T_g может быть повышена до $1200 \dots 1300$ К.

При указанном уровне T_g , а также по условиям эффективной теплопередачи в теплообменнике целесообразна относительно умеренная степень повышения давления, которая должна оптимизироваться. Если используется двухконтурный двигатель (при

выбирается оптимальной для данного

ЧАСТЬ II

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ВРД

ГЛАВА 3. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД

3.1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ВХОДНЫМ УСТРОЙСТВАМ

Входные устройства силовых установок с ВРД предназначаются для эффективного преобразования кинетической энергии набегающего потока в потенциальную.

Требование эффективного преобразования энергии возрастает при увеличении скорости полета. Это объясняется возрастающей ролью входного устройства в общем сжатии потока воздуха в силовой установке. На рис. 3.1 приведено изменение степени повышения давления во входном устройстве $\pi_v = p_v^*/p_{\Pi} = \sigma_{вх}/\pi(\lambda_{\Pi})$ в зависимости от M_{Π} . Степень повышения давления во входном устройстве при $M_{\Pi} \geq 3,5$ оказывается больше оптимальной степени повышения давления в цикле. Это означает, что при скоростях полета, больших указанной, для достижения высокой эффективности достаточно динамического сжатия воздуха без сжатия его в компрессоре.

Для дозвуковых самолетов число M_{Π} , соответствующее скорости полета, изменяется от 0 до $0,9 \dots 0,95$; высота полета H — от 0 до $\dots 11$ км. Для современных сверхзвуковых самолетов число M_{Π} изменяется от 0 до 3,5, а высота — от 0 до $20 \dots 25$ км. В будущем скорости и высоты полета будут возрастать.

Для нормальной работы элементов силовой установки, следующих за входным устройством, необходимо обеспечить заданное значение скорости потока в выходном сечении входного устройства. Поддержание скорости, потребной для нормальной работы двигателя, достигается введением в конструкцию входного устройства регулируемых элементов.

Изменение условий работы входного устройства, а также размещения его и двигателя на летательном аппарате создают неравномерность параметров потока перед двигателем¹. Устойчивая работа двигателя возможна лишь при определенном значении степени неравномерности, не превышающем некоторой величины.

Помимо неравномерности поля параметров необходимо учитывать еще и пульсационные характеристики потока на входе

¹ Неравномерность поля параметров может быть оценена отношением разности их максимальной и минимальной величин в данном сечении к средней массовой величине.

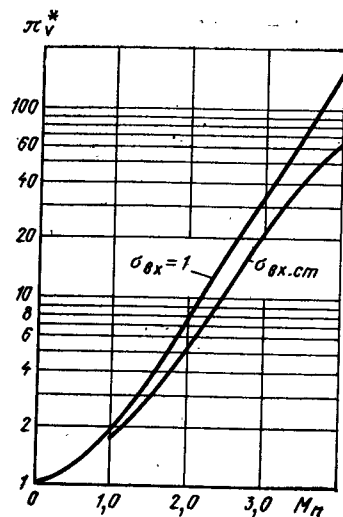


Рис. 3.1. Изменение степени повышения давления во входном устройстве в зависимости от M_n : $\sigma_{вх} = 1$ — без потерь; $\sigma_{вх.ст}$ — стандартные потери во входном устройстве

в двигатель. Источниками пульсаций являются неравномерность поля параметров, неустойчивость пограничного слоя, конструктивные и технологические уступы в проточной части входного устройства и др. При невысоких значениях неравномерности 0,05 ... 0,1 основным источником пульсаций является пограничный слой, который при положительном градиенте давления может потерять устойчивость и вызвать образование отрывных зон, неустойчивых во времени. Часто возник-

новение неустойчивых режимов течения потока делает невозможной безопасную работу силовой установки.

Таким образом, входное устройство должно быть спроектировано так, чтобы уровень неравномерности поля параметров и пульсационные характеристики потока в выходном сечении его не приводили к неустойчивой работе двигателя.

К силовым установкам с ТРДД и большой степенью двухконтурности помимо требований, изложенных выше, предъявляются специфические требования, обусловленные компоновкой двигателя в индивидуальной гондоле. В этом случае должно быть сведено к минимуму сопротивление силовой установки при высоких дозвуковых скоростях полета (применение конструкции с малой строительной высотой и внешних обводов с высокими значениями $M_{кр}$).

Весьма специфичны условия работы входных устройств самолетов вертикального и укороченного взлета и посадки (СВВП и СУВП). Для таких входных устройств характерным является работа на углах атаки, близких к 90° , что требует использования специальных устройств (выдвижные щитки, ковши, створки и т. д.), создающих благоприятные условия притекания воздуха к двигателю и обеспечивающих их устойчивую работу.

Одним из наиболее существенных требований является эффективная работа системы входное устройство — двигатель при наличии углов атаки и скольжений. Изменение этих углов в некотором диапазоне является совершенно необходимым для обеспечения нормальной эксплуатации летательного аппарата.

При умеренных дозвуковых скоростях полета можно считать, что справедлив принцип независимости в работе входного устройства и летательного аппарата. В этих условиях интерференция входного устройства и летательного аппарата учитывается, при

этом требуются небольшие поправки. По мере роста скорости полета (особенно сверхзвуковой) возрастает взаимовлияние входного устройства и летательного аппарата, особенно при скоростях полета, соответствующих $M_n > 2,5$. Правильный учет взаимовлияния может привести к значительному сокращению диапазона регулирования элементов входных устройств при одновременном выполнении требований, предъявляемых к использованию подъемной силы входного устройства.

Процесс торможения потока в реальном входном устройстве сопровождается необратимыми потерями. Качество процесса торможения потока во входном устройстве принято характеризовать коэффициентом сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, равным отношению давления торможения на выходе из входного устройства к давлению торможения в невозмущенном потоке

$$\sigma_{вх} = p_v^*/p_n^* = p_v^*/p_n \left[1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} = p_v^*/p_n / \pi(M_n) = p_v^*/p_n / \pi(\lambda_v), \quad (3.1)$$

где $\pi(\lambda_v) = \pi(M_v)$ — газодинамическая функция.

Если кинетическая энергия набегающего потока теряется полностью, то $p_v^* = p_n$, и коэффициент сохранения полного давления $\sigma_{вх} = \pi(M_n) = \pi(\lambda_n)$. Если же потери кинетической энергии отсутствуют, то $p_v^* = p_n^*$ и $\sigma_{вх} = 1$.

На различных режимах работы входного устройства через него протекает поток, расход которого оценивается коэффициентом

$$\varphi = F_n / F_{вх}, \quad (3.2)$$

где F_n — площадь сечения струи в невозмущенном потоке, расход воздуха через которую равен расходу воздуха, прошедшего через входное устройство; $F_{вх}$ — геометрическая площадь входного устройства.

Коэффициент расхода представляет собой отношение действительного расхода рабочего тела через силовую установку $G = \rho_n V_n F_n$ к расходу, определенному по геометрической площади входного устройства и параметрам в невозмущенном потоке $\rho_n V_n F_{вх}$.

Коэффициент внешнего сопротивления входного устройства

$$c_x = 2X_{вх} / (\rho_n V_n^2 F), \quad (3.3)$$

где $X_{вх}$ — внешнее сопротивление входного устройства; ρ_n , V_n — значение плотности и скорости воздуха в невозмущенной среде; F — характерная площадь.

Внешнее сопротивление входного устройства складывается из трех составляющих: $X_{вх} = X_{доп} + X_{р\ вх} + X_{тр\ вх}$. В некоторых случаях $X_{доп}$ может существенно превысить сумму других составляющих. В связи с этим иногда используется коэффициент

дополнительного сопротивления $c_{x_{\text{доп}}} = 2X_{\text{доп}}/(\rho_n V_n^2 F)$. В качестве характерной площади принимается площадь миделя входного устройства F_{mid} или площадь $F_{\text{вх}}$.

3.2. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ И НЕБОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Работа дозвукового входного устройства на дозвуковых скоростях

Входное устройство, представляющее собой расширяющийся канал, должно хорошо работать в диапазоне значений M_n от 0 до 0,7 ... 0,95. Реальные входные устройства имеют скругленные входные кромки для устранения срыва потока при работе на различных скоростях полета. Схемы обтекания реального входного устройства при различных значениях отношения $c_{\text{вх}}/V_n$ показаны на рис. 3.2. Как известно из курса газовой динамики, наилучшим условием работы входного устройства является режим, при котором $c_{\text{вх}} \approx 0,5V_n$. В этих условиях перед входом реализуется сжатие, при котором в потоке повышается давление на 75 % от общего. Однако сильное сжатие потока перед входным устройством приведет к большим углам притекания воздуха к кромке обечайки, что способствует сильному ускорению потока на внешней поверхности входного устройства и может вызвать либо срыв потока, либо образование местных сверхзвуковых зон. И то и другое способствует увеличению внешнего сопротивления.

На входе в силовую установку с ТРД поле скоростей должно быть достаточно равномерным и иметь среднее значение, соответствующее $M_n \approx 0,5$. Это условие с учетом оптимального значения $c_{\text{вх}}$ приведет к необходимости создания канала с уменьшаю-

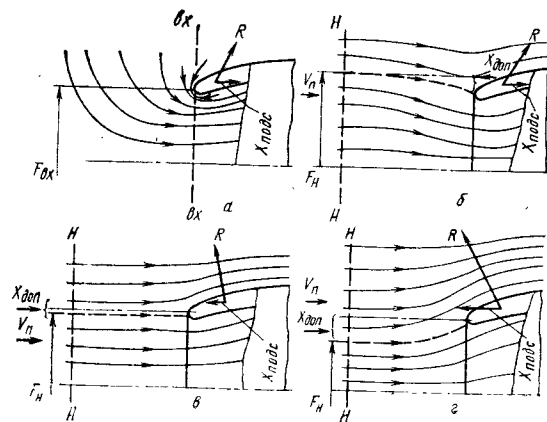
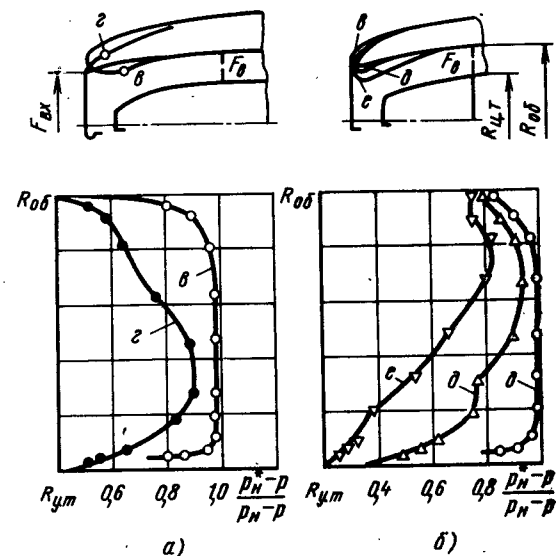


Рис. 3.2. Схема обтекания дозвукового входного устройства при различных режимах работы:
а — $V_n = 0$; б — $V_n < c_{\text{вх}}$;
в — $V_n = c_{\text{вх}}$; г — $V_n > c_{\text{вх}}$

Рис. 3.3. Влияние формы наружной обечайки (а) и формы канала (б) дозвукового входного устройства на равномерность поля скоростей в выходном сечении (по Д. Кюхеману и И. Вебер); $V_n = 0$, $c_{\text{вх}} = 115$ м/с; θ и φ — $F_{\text{вх}}/F_n = 1,0$; δ — $F_{\text{вх}}/F_n = 0,8$; e — $F_{\text{вх}}/F_n = 0,6$



щейся, постоянной или даже увеличивающейся скоростью на участке от входного сечения до входа в компрессор (в зависимости от величины скорости полета и режима работы двигателя).

При коротком входном устройстве (гондольный вариант компоновки) схема проточной части внутреннего канала может иметь вид, показанный на рис. 3.3. На этом же рисунке приведены данные, свидетельствующие о существенном влиянии формы канала на равномерность поля скоростей на входе в компрессор.

Экспериментальное исследование дозвуковых входных устройств летательных аппаратов при $M_n < 0,8$ показало, что значение коэффициента сохранения полного давления в них определяется потерями в пограничном слое и на вихреобразование. Увеличение угла раскрытия канала приводит к росту потерь: они становятся особенно существенными при $M_n > 0,5 \dots 0,6$. При центральном угле $< 10^\circ$ и $M_n < 0,5$ величина $\sigma_{\text{вх}}$ лежит в пределах 0,96 ... 0,98.

Для дозвуковых входных устройств величина коэффициента расхода ϕ изменяется в широких пределах и может принимать значения, большие и меньшие единицы (см. рис. 3.2).

Значение коэффициента внешнего сопротивления c_x дозвуковых входных устройств при $M_n < 0,8$ составляет величину порядка 0,05 ... 0,1. Изменение коэффициента внешнего сопротивления входного устройства в интервале чисел M_n от 0 до 0,8 очень мало. Эта особенность в поведении c_x в зависимости от M_n и ϕ объясняется тем, что возникающее дополнительное сопротивление по жидкой линии тока компенсируется так называемой подсосывающей силой, приложенной к входному устройству и направленной при $\phi < 1$ по полету (см. рис. 3.2).

Работа дозвукового входного устройства на трансзвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях

При скоростях полета летательных аппаратов с дозвуковыми входными устройствами, соответствующих $M_n > 0,8$, на внешней поверхности последних образуется течение с местными сверхзвуковыми зонами, что приводит к заметному росту c_x входа (за счет роста волнового сопротивления). Если скорость полета превышает скорость звука, то перед входным устройством возникает головная ударная волна (рис. 3.4). Площадь, занятая прямым скачком ударной волны, зависит от коэффициента расхода и формы входных кромок: чем меньше φ , тем меньше и участок с прямым скачком. Головная волна перед входным устройством определяет потери полного давления. Потери полного давления в реальных входных устройствах складываются из потерь в скачках уплотнения и потерь в канале на участке от плоскости входа до компрессора. Величина этих потерь зависит от его формы и определяется, как правило, экспериментально.

Наличие головной волны перед входным устройством приводит к существенному возрастанию c_x . На этих режимах подсаживающая сила уже не компенсирует силы сопротивления. На рис. 3.5 приведены зависимости $c_{x_{вх}}$ в функции числа M_n при различных коэффициентах расхода φ для двух форм наружной обечайки. Величина сопротивления входного устройства на больших дозвуковых ($M \geq 0,8$) и сверхзвуковых скоростях полета существенно зависит от формы обечайки: чем острее обечайка, тем меньше сопротивление. Следовательно, у входных устройств, предназначенных для работы на небольших сверхзвуковых скоростях, обечайки должны быть острыми. При коэффициентах расхода, близких к единице, у входных устройств с острой обечайкой значения $c_{x_{вх}}$ растут до чисел $M_n = 1,15$, а затем уменьшаются; у входных устройств со скругленной обечайкой наблюдается монотонный рост $c_{x_{вх}}$. Подобный характер поведения $c_{x_{вх}}$ для устройств со скругленной обечайкой объясняется наличием мощной отошедшей волны у кромки обечайки. При острых кромках обечайки скачок у обечайки слабее и меньше возмущает течение, а начиная с некоторого числа M_n скачок будет присоединенным при ($M \approx 1,35$ для $\alpha = 7,5^\circ$).

Уменьшение коэффициента расхода приводит к сильному возрастанию внешнего сопротивления, причем увеличение сопротив-

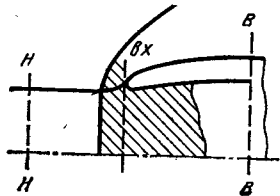


Рис. 3.4. Схема обтекания дозвукового входного устройства при $M_n > 1$ (заштрихована область дозвуковых скоростей)

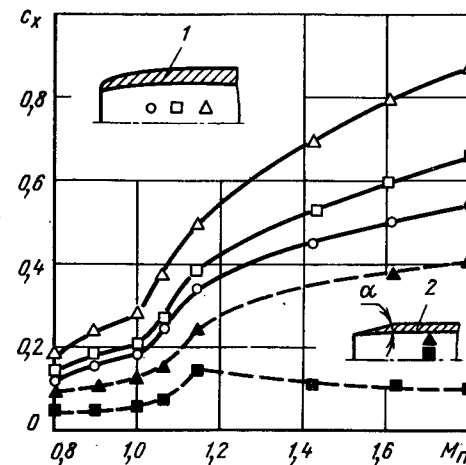


Рис. 3.5. Влияние формы обечайки дозвукового входного устройства, числа M_n и φ на величину внешнего сопротивления:
1 — скругленная обечайка; 2 — острая обечайка
○ — $\varphi = 1,0$; □ и ■ — $\varphi = 0,9$; △ и ▲ — $\varphi = 0,7$; $\alpha = 7,5^\circ$

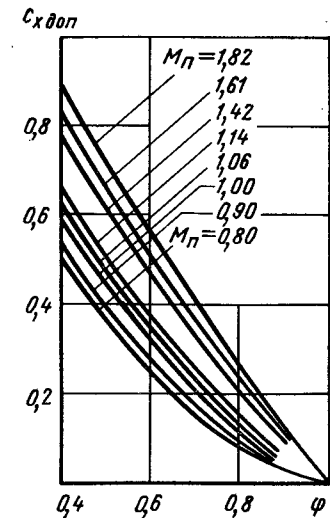


Рис. 3.6. Расчетные значения коэффициентов дополнительного сопротивления для дозвукового входного устройства при различных значениях чисел M_n и φ

ления слабо зависит от формы обечайки. Это объясняется тем, что рост $c_{x_{вх}}$ при $\varphi < 1$ обусловлен, в основном, дополнительным сопротивлением по жидкой линии тока, зависящим от значения φ и M_n . На рис. 3.6 приведена расчетная зависимость $c_{x_{доп}} = f(\varphi, M_n)$. Величина дополнительного сопротивления на сверхзвуковых скоростях полета составляет основную долю общего сопротивления. Так, при числе $M_n = 1,8$ и $\varphi = 0,7$ дополнительное сопротивление для входного устройства с острой кромкой и углом внешней поверхности обечайки в $7,5^\circ$ составляет около 95 % от общего; для входного устройства со скругленной обечайкой — около 45 %. Этот результат следует из сопоставления данных рис. 3.5 и 3.6.

Особенности работы входных устройств для силовых установок с большой степенью двухконтурности и силовых установок самолетов ВВП

Использование на самолетах силовых установок с большой степенью двухконтурности является одним из направлений развития дозвуковой авиации. Большие размеры входных сечений и необходимость реверсирования тяги приводят к тому, что наиболее целесообразной является компоновка двигателя в отдельной гондоле, установленной на пилоне под крылом или в хвосте

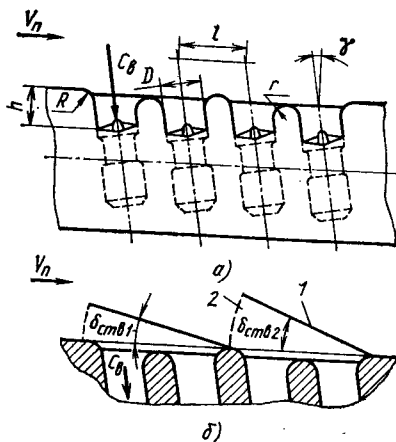


Рис. 3.7. Схема расположения подъемных двигателей (а) и створок (б) в фюзеляже:

1 — верхняя стенка створки; 2 — боковая стенка створки

стовой части самолета. Характерной особенностью входных устройств таких силовых установок являются: малая относительная длина, сложная форма меридионального сечения, а также, иногда, наличие окон для подвода дополнительного воздуха во внешний контур на некоторых режимах работы силовой установки. Малая

относительная длина входного устройства ($L/D_{вх} = 0,58$) приводит к более высокой чувствительности к углам атаки и скольжения. Подобные устройства целесообразно профилировать с учетом пространственного характера течения газа при небольшом монотонном увеличении скорости движения от входного сечения до сечения, в котором установлен вентилятор. Создание самолетов вертикального взлета и посадки (ВВП), а также самолетов укороченного взлета и посадки (УВП) требует применения подъемных или комбинированных силовых установок. Оба типа силовых установок предусматривают использование подъемных двигателей. Наиболее распространенная схема компоновки подъемных двигателей приведена на рис. 3.7. Условия компоновки подъемных двигателей на летательном аппарате приводят к тому, что их ось составляет угол около 90° с направлением горизонтального полета (угол $\gamma = 10 \dots 15^\circ$). При работе на режиме вертикального взлета или посадки вход потока практически осевой. Условия входа потока существенно ухудшаются при наличии поступательной скорости летательного аппарата. Наиболее тяжелым режимом работы подъемного двигателя является момент захода на посадку: в это время скорость полета наибольшая (при работающих подъемных двигателях), скорость потока перед компрессором низкая (режим малого газа). На этих режимах отношение скоростей $V_{п}/c_{вх}$ составляет $2,5 \dots 3$. При таком соотношении скоростей требуется большая коллекторность входных кромок (большой радиус скругления R и r), особенно передних. При $V_{п}/c_{вх} \approx 3$ значения окружной и радиальной неравномерности достигают $12 \dots 15\%$.

С целью улучшения условий на входе в подъемный двигатель применяют специальные створки 1 (см. рис. 3.7). Эти створки устанавливаются перед входными устройствами, причем на два-три подъемных двигателя достаточно одной створки. Постановка створок под углом $\delta_{ств} = 15 \dots 25^\circ$ позволяет при $V_{п}/c_{вх} \approx 2$

уменьшить окружную и радиальную неравномерность до 4% , а также повысить значение $\sigma_{вх}$. Изменение угла атаки от -4° до $+12^\circ$ незначительно влияет на неравномерность, величина же $\sigma_{вх}$ при указанных условиях составляет $0,97 \dots 0,99$.

Характерной особенностью в работе дозвуковых входных устройств как на до-, так и на сверхзвуковых скоростях полета является автоматическое согласование расходов воздуха, проходящего через двигатель и входное устройство. Это согласование осуществляется за счет перепуска излишнего воздуха в результате образования отошедшей ударной волны при сверхзвуковых скоростях полета и искривления линии тока при дозвуковых скоростях (см. рис. 3.2). И в том и в другом случае происходит увеличение $c_{х_{вх}}$.

Наличие угла атаки для дозвуковых входных устройств приводит к увеличению неравномерности полей параметров на выходе из-за косого обдува; причем, чем больше скругление кромки, тем слабее влияние угла атаки.

При работе входных устройств с острыми кромками на углах атаки при $M_{п} < 1$ возможен отрыв потока как внутри канала, так и на внешней поверхности, что существенно ухудшает и значение $\sigma_{вх}$ и $c_{х_{вх}}$ и неравномерность поля параметров в выходном сечении.

3.3. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА ($M_{п} > 1,5$)

При работе дозвукового входного устройства на сверхзвуковых скоростях полета величина $\sigma_{вх}$ определяется значением коэффициента сохранения полного давления в прямом скачке $\sigma_{пр. ск}$ и коэффициента сохранения полного давления в дозвуковом диффузоре $\sigma_{д. д.}$:

$$\sigma_{вх} = \sigma_{пр. ск} \sigma_{д. д.} \quad (3.4)$$

Величина $\sigma_{пр. ск}$ однозначно определяется числом $M_{п}$ набегающего потока

$$\sigma_{пр. ск} = p_{вх}^*/p_n^* = q(\lambda_n)/q(1/\lambda_n), \quad (3.5)$$

где $q(\lambda_n)$ — газодинамическая функция. Если при скоростях полета, соответствующих числам $M_{п} \approx 1,5$, потери полного давления в прямом скачке ($1 - \sigma_{пр. ск}$) не превышают величины $0,07$, то при $M_{п} = 1,8$ они составляют уже $0,20$. Дальнейший рост числа $M_{п}$ приводит к резкому увеличению потерь полного давления в прямом скачке уплотнения.

Практическое применение дозвуковых входных устройств при числах $M_{п} > 1,5 \dots 1,6$ становится нецелесообразным как из-за значительного роста потерь полного давления, так и из-за большого внешнего сопротивления.

Улучшение характеристик входных устройств при $M_{п} > 1,6$ возможно при использовании сверхзвуковых входных устройств.

В таких устройствах процесс сжатия сверхзвукового потока осуществляется не в прямом скачке уплотнения, а в системе косых скачков.

Организация системы косых скачков уплотнения во входных сверхзвуковых устройствах

При сжатии сверхзвукового потока в системе косых скачков течение за ней, как и прежде, должно иметь осредненные скорости, степени неравномерности и уровень пульсаций, требуемые элементом, следующим за входным устройством.

Система скачков при сверхзвуковой скорости набегающего потока может быть образована элементами конструкции входного устройства, установленными под определенным углом β к направлению набегающего потока (рис. 3.8).

Скорость за косым скачком обычно остается сверхзвуковой и тем большей (при фиксированном β), чем больше M_n . Когда скорость за первым скачком уплотнения соответствует числу $M_1 < 1,3 \dots 1,35$, то дальнейшее сжатие целесообразно осуществлять в прямом скачке уплотнения вследствие малых потерь в нем. Если же скорость за первым скачком будет соответствовать числу $M_1 > 1,35$, то потребуются еще один скачок для дальнейшего уменьшения скорости потока перед прямым — замыкающим скачком.

В общем случае система должна состоять из нескольких косых скачков уплотнения и замыкающего прямого скачка. Существует оптимальная система скачков, при которой значение коэффициента сохранения полного давления достигает максимального значения (при фиксированных значениях числа косых скачков и числа M_n набегающего потока). Из общей теории оптимальной системы скачков известно, что максимум $\sigma_{с.ск}$ достигается, когда интенсивность всех косых скачков одинакова, а интенсивность замыкающего прямого несколько ниже.

С целью получения высоких значений коэффициента сохранения полного давления процесса сжатия можно осуществлять торможение сверхзвукового потока изобэнтропическим путем. В этом случае контур поверхности сжатия должен быть плавным

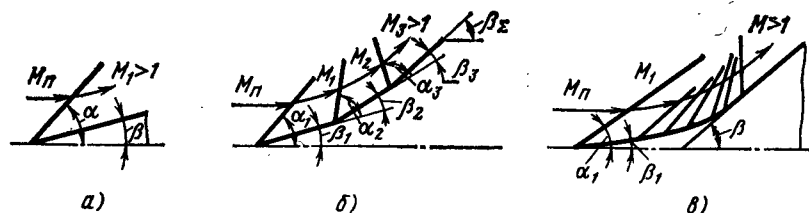


Рис. 3.8. Схема сжатия плоского потока:

а — в одном косом скачке; б — в трех косых скачках; в — в скачке уплотнения и в веере волн сжатия

(см. рис. 3.8, в). Контур поверхности изобэнтропического сжатия рассчитывается по линии тока обращенного течения Прандтля—Майера.

Возможна также организация процесса сжатия сверхзвукового потока в системе скачков уплотнения, отраженных от поверхностей входного устройства. В этом случае сжатие газа будет происходить внутри канала входного устройства.

Классификация входных устройств

Существующие входные устройства целесообразно разделить на три класса в зависимости от того, в какой зоне относительно входной плоскости обечайки осуществляется процесс сверхзвукового торможения на расчетном режиме. Если процесс торможения осуществляется до входной плоскости, то такое входное устройство будет устройством с внешним сжатием. Если процесс торможения осуществляется за плоскостью входа, то входное устройство будет устройством с внутренним сжатием. Если же сжатие осуществляется как до, так и за плоскостью входа во входное устройство, последнее принято называть устройством смешанного сжатия. На рис. 3.9 приведены схемы входных устройств трех классов. Во входном устройстве каждого класса принципиально возможно осуществление сжатия либо в скачках уплотнения, либо в веере волн сжатия (т. е. изобэнтропически), а также при использовании комбинированного сжатия — в скачках и в веере волн сжатия.

Целесообразно входные устройства различать не только по схеме сжатия, но и по форме поверхностей торможения: плоские и осесимметричные входные устройства (рис. 3.10).

В зависимости от места расположения на летательных аппаратах входные устройства могут подразделяться на лобовые, боковые и расположенные у корня крыла.

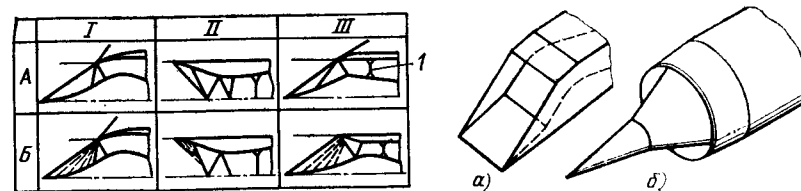


Рис. 3.9. Классификация входных устройств:

I — входные устройства внешнего сжатия; II — входные устройства внутреннего сжатия; III — входные устройства смешанного сжатия; А — сжатие в скачках; Б — изобэнтропически-скачковое сжатие; — — — скачки; — — — слабые возмущения; I — замыкающий скачок

Рис. 3.10. Плоское (а) и осесимметричное (б) входные устройства.

Входные устройства внешнего сжатия

Схема входного устройства внешнего сжатия с основными обозначениями приведена на рис. 3.11. Скорость за последним косым скачком уплотнения сверхзвуковая; дальнейшее торможение происходит в прямом скачке. Для того чтобы прямой скачок существовал, необходима определенная геометрия канала, расположенного за прямым скачком. Прямой скачок будет располагаться во входном сечении при двух возможных схемах течения за ним.

В первом случае входное сечение рассчитано на заданный расход с учетом коэффициента сохранения полного давления в системе. Поскольку скорость за прямым скачком дозвуковая, то дальнейшее торможение до требуемой скорости на выходе из входного устройства осуществляется в канале с монотонно возрастающей площадью поперечного сечения. Такое входное устройство является устройством с дозвуковой скоростью на входе. Значение площади входа F_E и площади на выходе из входного устройства F_B определяется из условия неразрывности.

Величина потерь полного давления в канале такого входного устройства определяется потерями при повороте потока и потерями в дозвуковом диффузоре. Схема течения в таком входном устройстве, распределение чисел M и давления вдоль линии тока приведены на рис. 3.12.

Равномерность поля скоростей, а также уровень и спектр пульсаций в выходном сечении входного устройства (сечение $\theta-\theta$) зависят от угла разворота потока и длины дозвукового диффузора. Если между сечением входа (сечение $E-E$, см. рис. 3.11) и компрессором (сечение $B-B$) расстояние значительное, то за счет дополнительных потерь полного давления можно получить (на расчетном режиме) лучшую равномерность поля параметров вследствие меньшей кривизны канала. Если же это расстояние мало ($\approx D_{вх}$), то могут потребоваться специальные мероприятия (например, специальная решетка) для достижения требуемой равномерности поля параметров.

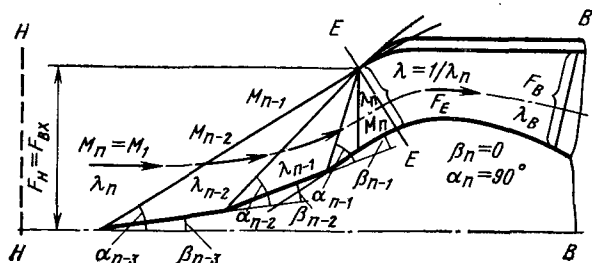
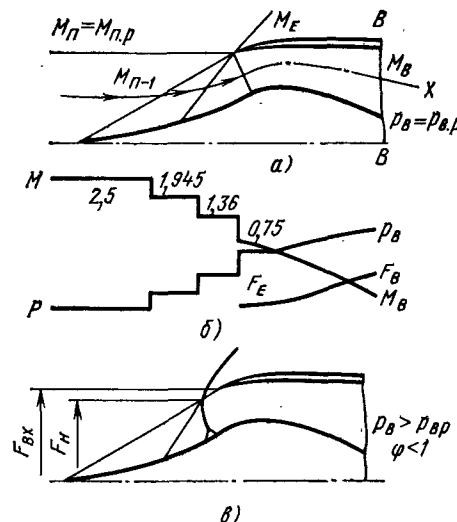


Рис. 3.11. Схема проточной части входного устройства внешнего сжатия и основные обозначения (число скачков $n = 4$; внутренний канал без критического сечения)

Рис. 3.12. Входное устройство внешнего сжатия с двумя косыми скачками ($n = 3$); внутренний канал без критического сечения ($M_{пр} = 2,5$):

a — схема течения, b — распределение давления и чисел M вдоль линии тока при расчетном противодавлении; $в$ — схема течения при повышенном противодавлении



Работа входного устройства с дозвуковой скоростью на входе неустойчива по отношению к внешним и внутренним возмущениям. Повышение давления в сечении $B-B$ (вследствие уменьшения расхода через компрессор) приводит к перемещению замыкающего скачка уплотнения вверх по потоку и образованию течения с выбитой ударной волной на входе (см. рис. 3.12, $в$). Понижение давления в сечении $\theta-\theta$ относительно расчетного не приводит к нарушению течения перед входным устройством; в этом случае увеличиваются потери полного давления в дозвуковом диффузоре. В обоих случаях изменяется приведенный расход воздуха через входное устройство и последующий элемент.

Во втором случае можно так организовать течение за сечением $E-E$ во входном устройстве с внешним сжатием, чтобы повышение противодавления в некотором диапазоне не приводило к образованию выбитой ударной волны перед входом. Проточная часть такого входного устройства изображена на рис. 3.13 и отличается тем, что за входным сечением (сеч. $E-E$) организуется течение с замедлением от скорости за скачком $M_E < 1$ до скорости звука в узком сечении, а затем и до сверхзвуковой скорости в расширяющейся части канала. Сечение, в котором скорость близка скорости звука, называется «горлом» или критическим. Переход к дозвуковой скорости движения газа совершается в прямом скачке уплотнения. Сохранение расчетного течения на входе во входное устройство при изменении противодавления достигается за счет перемещения замыкающего скачка уплотнения в расширяющейся части канала.

Уменьшение противодавления (приведенный расход в сечении $B-B$ растет) приводит к смещению замыкающего скачка уплотнения вниз по потоку. При этом растут потери полного давления в замыкающем скачке уплотнения, что и приводит к росту приведенного расхода.

Увеличение противодавления (в сечении $B-B$ уменьшается приведенный расход) приводит к смещению замыкающего скачка

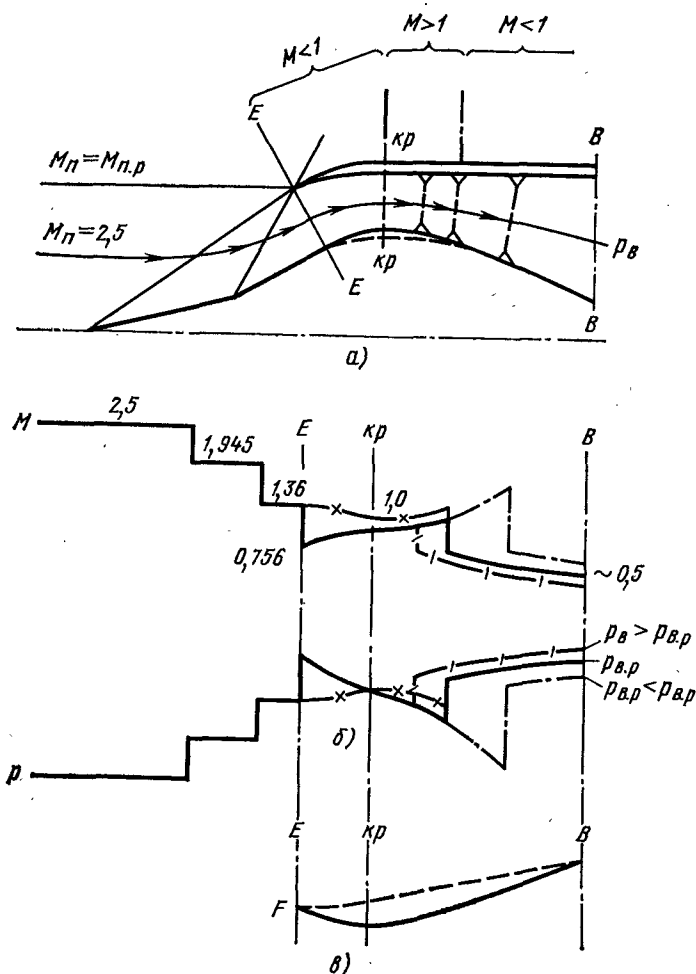


Рис. 3.13. Входное устройство внешнего сжатия ($n = 3$); внутренний канал с критическим сечением ($M_{кр} = 2,5$):

а — схема течения при различных противодавлениях; б — распределение чисел M и давления вдоль линии тока; в — изменение площади поперечного сечения внутреннего канала вдоль линии тока (— — — при отсутствии критического сечения); —x—x—x— распределение M и давления при отсутствии скачка в сечении E—E

вверх по потоку. При этом потери полного давления в замыкающем скачке падают, что и приводит к уменьшению приведенного расхода. Расчетная схема течения перед входным устройством сохраняется до тех пор, пока давление в сечении В—В (вследствие уменьшения приведенного расхода) не возрастет настолько, что замыкающий скачок располагается непосредственно у критического сечения. Небольшое увеличение противодавления выше этого значения приведет к образованию выбитой ударной волны перед входным сечением.

Расширение диапазона устойчивой работы входного устройства при введении критического сечения внутри канала достигается за счет более высоких потерь полного давления и ухудшения пульсационных характеристик потока. Увеличение потерь вызвано, в основном, потерями в дополнительном скачке уплотнения за критическим сечением, а ухудшение пульсационных характеристик — возникновением местных зон отрыва потока, образующихся при взаимодействии скачка уплотнения с пограничным слоем.

Отличительной особенностью входных устройств внешнего сжатия является то, что образовавшаяся выбитая ударная волна (при $p_v > p_{v,p}$) исчезает, а течение становится расчетным, как только пропадает возмущающее действие и p_v станет равным $p_{v,p}$. Свойство входных устройств автоматически возвращаться к расчетному течению называется автозапуском.

Чтобы избежать повышенных потерь полного давления при расширении диапазона устойчивой работы входного устройства внешнего сжатия целесообразно отказаться от двух прямых скачков в канале (см. рис. 3.13). Подобное входное устройство является формально устройством смешанного сжатия.

В зависимости от положения замыкающего скачка относительно сечения с минимальной площадью или относительно входного сечения различают три режима течения: закритический, критический и докритический. Закритический режим течения соответствует расположению замыкающего скачка уплотнения в дозвуковом диффузоре входного устройства; критический — в сечении, близком к минимальной площади (или во входном сечении). Докритический режим течения соответствует наличию выбитой ударной волны.

Определение проходных сечений входных устройств. Величина любого проходного сечения может быть определена из уравнения неразрывности. Так, например, площадь узкого (критического) сечения может быть определена из равенства расхода через сечение Н—Н и кр—кр

$$\bar{F}_{кр} = F_{кр}/F_{вх} = (\varphi p_n^*/p_{кр}^*) q(\lambda_n) = \varphi a(\lambda_n)/\sigma_{вх,кр}, \quad (3.6)$$

где $\bar{F}_{кр}$ — относительная площадь критического сечения; $\sigma_{вх,кр}$ — коэффициент сохранения полного давления на участке между сечениями Н—Н и кр—кр.

Абсолютное значение площади критического сечения может быть вычислено по значениям $\bar{F}_{кр}$ и $F_{вх}$; последняя однозначно определяется расходной характеристикой элемента, расположенного за входным устройством. Соотношение (3.6) справедливо при условии отсутствия отсоса или подачи воздуха в канал и при скорости в узком сечении, равной скорости звука. В более общем случае в самом узком сечении канала скорость движения газа может отличаться от скорости звука. Выражение, связывающее значе-

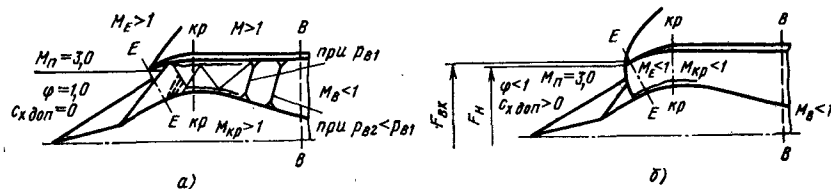


Рис. 3.14. Работа входного устройства внешнего сжатия при $M_{\text{п}} > M_{\text{пр}}$ и различных противодавлениях ($M_{\text{пр}} = 2,5$; $n = 3$): а — режим работы без выбитой ударной волны; б — режим работы с выбитой волной; область повышенных толщин пограничного слоя

ния относительной площади и скорости движения газа в любом сечении входного устройства, будет иметь вид:

$$\bar{F}_i = F_i / F_{\text{вх}} = \varphi r_{\text{п}} q(\lambda_{\text{п}}) / p_i^* q(\lambda_i) = \varphi q(\lambda_{\text{п}}) / [\sigma_i q(\lambda_i)]. \quad (3.7)$$

Работа входных устройств внешнего сжатия на нерасчетных числах $M_{\text{п}}$. Схема течения газа во входном устройстве внешнего сжатия при расчетном значении числа $M_{\text{п}}$ приведена на рис. 3.13.

Изменение скорости внешнего потока $M_{\text{п}}$ вызывает нарушение течения во входном устройстве, что приводит к изменению его характеристик.

Увеличение числа $M_{\text{п}}$ по сравнению с расчетным (рис. 3.14) вызывает изменение конфигурации скачков уплотнения и характеристик входного устройства. В новых условиях система скачков уже не сходится на обечайке, а «проникает» внутрь входного устройства, где реализуется течение со сложной системой скачков уплотнения. Коэффициент расхода остается равным единице. Коэффициент сохранения полного давления системы скачков до критического сечения, как правило, становится меньшим. Для $M_{\text{п}} > M_{\text{п.р}}$ потребное значение $\bar{F}_{\text{кр}}$ уменьшается (сжатие рабочего тела возрастает). Поскольку рассматривается нерегулируемое входное устройство, то в критическом сечении устанавливается сверхзвуковая скорость.

В дозвуковом диффузоре развивается сверхзвуковое течение, которое затем переходит в дозвуковое в замыкающем скачке уплотнения. Интенсивность замыкающего скачка существенно выше, чем при расчетном значении $M_{\text{п}}$. Таким образом, с увеличением числа $M_{\text{п}}$ значение $\sigma_{\text{вх}}$ становится меньшим, чем при $M_{\text{п.р}}$, в результате как больших потерь в замыкающем скачке уплотнения, так и больших потерь в канале до критического сечения. Чем больше отличается $M_{\text{п}}$ от расчетного значения, тем ниже коэффициент сохранения полного давления при постоянном коэффициенте расхода.

Уменьшение противодавления приводит к смещению замыкающего скачка вниз по потоку, что увеличивает его интенсивность и, следовательно, уменьшает $\sigma_{\text{вх}}$ при неизменном значении φ . Увеличение $p_{\text{в}}$ приводит к обратному воздействию на те-

чение до тех пор, пока замыкающий скачок не достигнет критического сечения. Дальнейшее повышение $p_{\text{в}}$ приведет к образованию выбитой ударной волны (см. рис. 3.14, б). Наличие выбитой ударной волны приводит к падению φ до значений, меньших единицы, и

росту дополнительного сопротивления. Уменьшением давления $p_{\text{в}}$ можно получить течение без выбитой ударной волны. Уменьшение числа $M_{\text{п}}$ относительно расчетного значения также приводит к изменению конфигурации скачков уплотнения. В данном случае скачки уплотнения не будут сходиться на кромке обечайки, а отойдут от нее (рис. 4.15). Одновременно с изменением геометрии системы скачков действительное значение $\bar{F}_{\text{кр}}$ станет меньше расчетного (для нового значения $M_{\text{п}}$). Это приведет к образованию выбитой ударной волны перед входным сечением. Увеличение угла наклона скачков уплотнения и наличие выбитой ударной волны приводит к тому, что φ становится меньше единицы, а давление на жидкой линии тока — больше $p_{\text{н}}$, в результате чего возникает дополнительное сопротивление. Значение φ тем меньше единицы, а дополнительное сопротивление тем больше, чем меньше число $M_{\text{п}}$ (относительно расчетного). По мере уменьшения числа $M_{\text{п}}$ уменьшается интенсивность скачков уплотнения, что сопровождается ростом значения $\sigma_{\text{вх}}$ (по сравнению с расчетным режимом).

Изменение противодавления в некоторых пределах не изменяет качественно характер течения во входном устройстве при $M_{\text{п}} < M_{\text{пр}}$, изменяя лишь положение выбитой ударной волны относительно плоскости входа. При значительном повышении противодавления может возникнуть неустойчивое течение — помпаж (см. ниже).

Работа сверхзвуковых входных устройств на углах атаки. При наличии угла атаки нарушается симметрия обтекания поверхностей торможения и усложняется система скачков. Наиболее сильное увеличение угла атаки наблюдается для кольцевых осесимметричных входных устройств. Нарушение симметрии потока приводит к значительной неравномерности потока в окружном направлении и к перетеканиям внутри входного устройства. Для плоских входных устройств положительные и отрицательные углы атаки приводят к различным последствиям. Положительный угол атаки ослабляет интенсивность скачков и площадь критического сечения становится переразмеренной. Эффективное входное сечение несколько уменьшается (пропорционально косинусу угла атаки). Такое изменение работы ведет к увеличению потерь из-за роста $\bar{F}_{\text{кр}}$. При отрицательных углах атаки растет интенсивность

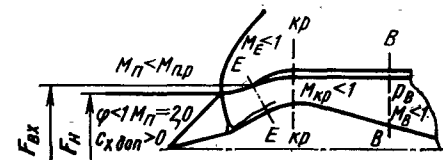


Рис. 3.15. Схема течения во входном устройстве внешнего сжатия при $M_{\text{п}} < M_{\text{пр}}$ ($M_{\text{пр}} = 2,5$; $M_{\text{п}} = 2,0$)

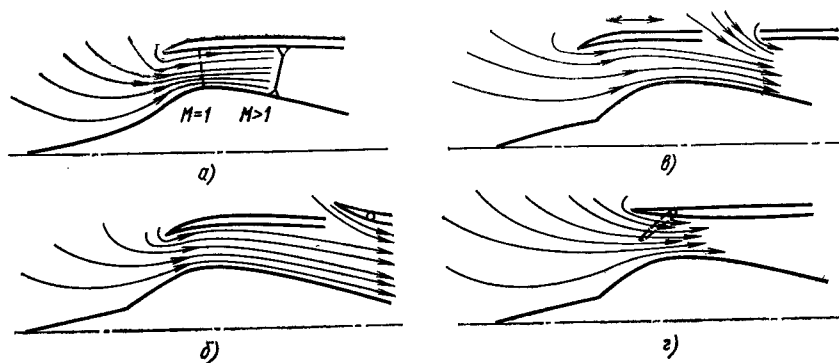


Рис. 3.16. Схема течения во входном устройстве внешнего сжатия в условиях старта ($M_{\text{п}} = 0$):
 а — без механизации; б — со створками подпитки; в — со смещаемой обечайкой; г — с поворотной обечайкой

скачков уплотнения, что может привести к появлению выбитой ударной волны.

Для плоских входных устройств имеет значение расположение поверхностей торможения относительно плоскости симметрии летательного аппарата, поэтому необходимо разделять влияние угла атаки и скольжения. Наличие углов скольжения связано с косым обдувом входного устройства в целом и его боковых щек в частности.

Работа входных устройств в условиях старта. Схема течения газа во входном устройстве на старте приведена на рис. 3.16. На внутренней поверхности обечайки располагается срывная зона, которая сильно уменьшает эффективную площадь критического сечения. Это приводит к образованию сверхзвукового течения в дозвуковой части входного устройства, и, следовательно, к дополнительным потерям полного давления. Пониженный расход и большие потери полного давления в этом случае не обеспечивают нормальной работы силовой установки. Для уменьшения потерь полного давления и увеличения расхода можно использовать специальные створки перепуска или (при соответствующем конструктивном выполнении) створки, предназначенные для согласования расхода в полете (см. рис. 3.16, б). Иногда целесообразно организовать специальную щель смещением вперед части обечайки (см. рис. 3.16, в) или устранить срывную зону посредством поворота передней части обечайки (см. рис. 3.16, г) в направлении увеличения входной площади.

Регулирование различных элементов входных устройств. В большинстве практических случаев нерегулируемое входное устройство непригодно. Несоответствие $\bar{F}_{\text{кр}}$ новой скорости полета приводит к падению $\sigma_{\text{вх}}$ и возрастанию $c_{x_{\text{доп}}}$.

Улучшить характеристики входного устройства можно, изменяя регулирование различных его элементов. Регулирование,

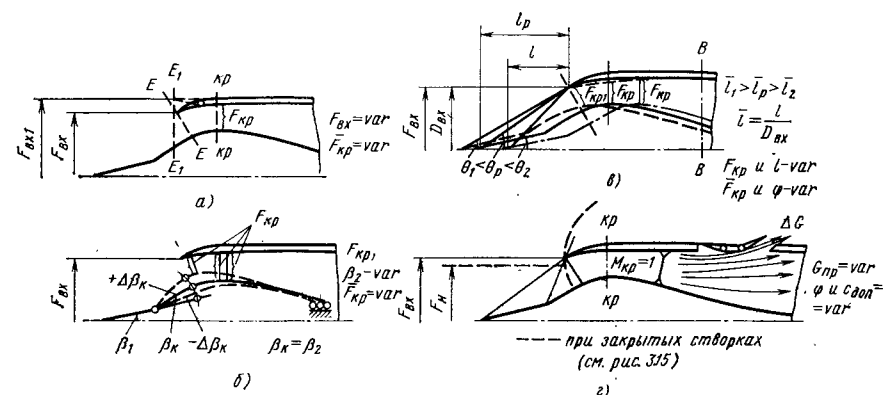


Рис. 3.17. Схема регулируемых входных устройств внешнего сжатия:
 а — регулирование площади входа $F_{\text{вх}}$; б — регулирование $F_{\text{кр}}$ и $\beta_{\text{к}}$; в — регулирование $F_{\text{кр}}$ и θ ; г — схема со створками подпитки и перепуска (см. рис. 3.15)

в общем случае, должно осуществляться таким образом, чтобы получить требуемые значения $F_{\text{кр}}$ и максимально возможные $\sigma_{\text{вх}}$ при наименьшем $c_{x_{\text{доп}}}$. Часто максимум эффективной тяги достигается не при максимальном значении $\sigma_{\text{вх}}$, а при оптимальном сочетании величин $\sigma_{\text{вх}}$ и $c_{x_{\text{доп}}}$. Для восстановления соответствия действительной площади критического сечения потребной необходимо изменять отношение $F_{\text{кр}}/F_{\text{вх}}$. Регулирование входной площади — весьма сложная конструктивная задача, хотя в последнее время появились плоские входные устройства с регулируемой входной площадью (рис. 3.17, а). Регулирование критической площади широко используется на практике, причем одновременно с критическим сечением регулируется и еще какой-либо элемент. Так, на рис. 3.17, б приведена схема входного устройства с регулируемой площадью критического сечения и угла наклона последней ступени торможения; на рис. 3.17, в — схема с регулируемой площадью $F_{\text{кр}}$ и изменяемым выносом центрального тела.

Наибольший расход воздуха через входное устройство при $\varphi = 1$. Сохранить значение φ при измененной скорости полета удастся в случае, если первый скачок уплотнения при всех значениях $M_{\text{п}}$ приходит в начало обечайки. При таком регулировании относительного положения центрального тела и обечайки значение φ равно единице, а дополнительное сопротивление (в случае соответствующего регулирования $F_{\text{кр}}$ и значения противодавления $p_{\text{в}}$) равно нулю ($c_{x_{\text{доп}}} = 0$).

Для достижения наибольшего значения коэффициента сохранения полного давления системы скачков уплотнения при различных числах $M_{\text{п}}$ необходимо регулировать углы наклона поверхностей торможения в соответствии со значением числа $M_{\text{п}}$ (см., например, рис. 3.17, б).

Течение с φ , не равным единице, как уже рассматривалось, возможно при любом значении числа $M_{\text{п}}$ (даже при использовании рассмотренных способов регулирования) из-за повышения противодавления p_v , возникающего при несоответствии потребного и действительного расходов. Для установления соответствия этих расходов требуется введение элемента, регулирующего величину расхода через входное устройство (см. рис. 3.17, г). Наличие створок, увеличивающих расход через входное устройство, позволяет осуществить течение без выбитой ударной волны, т. е. при $\varphi = 1$ и при отсутствии дополнительного сопротивления ($c_{x_{\text{доп}}} = 0$) входного устройства.

Выполнение всех требований сделало бы входное устройство очень сложной, тяжелой и малонадежной конструкцией. В связи с этим приходится анализировать влияние регулирования различных элементов на характеристики двигателя с целью создания наиболее простого, легкого входного устройства с минимальным числом регулируемых элементов.

Особенности работы входных устройств внутреннего и смешанного сжатия

Во входном устройстве внутреннего сжатия при фиксированной скорости набегающего потока и противодавлении p_v выше некоторого значения образуется выбитая ударная волна (рис. 3.18). Течение становится нерасчетным и при уменьшении противодавления оно не может восстановиться, т. е. подобное входное устройство не обладает свойством автозапуска.

Работа силовой установки при наличии выбитой ударной волны не эффективна из-за низкого значения коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{\text{вх}}$, высокого дополнительного сопротивления по жидкой линии тока и низкого φ . Качественная картина течения близка к картине течения перед дозвуковым входным устройством на сверхзвуковых скоростях. Количественные оценки значений $\sigma_{\text{вх}}$, $c_{x_{\text{доп}}}$ и φ , полученные для дозвуковых входных устройств, справедливы и в данном случае.

Из газовой динамики известно, что устранение выбитой ударной волны перед входным устройством (запуск входного устрой-

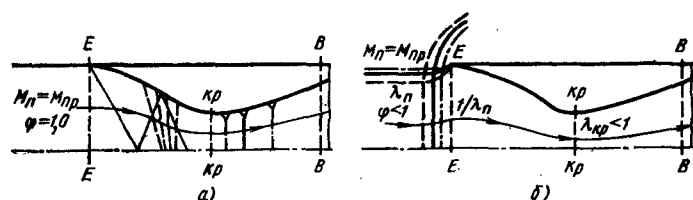


Рис. 3.18. Входное устройство внутреннего сжатия при $M_{\text{п}} = M_{\text{п.р}}$ и различном противодавлении:

а — схема течения при $p_v \leq p_{vр}$; б — схема течения при $p_v > p_{vр}$

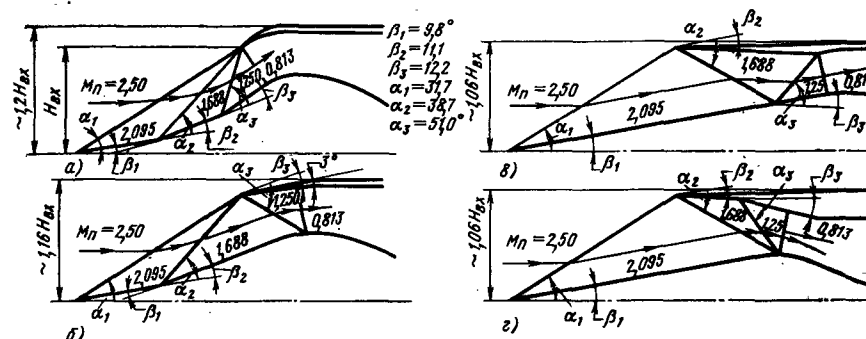


Рис. 3.19. Различные схемы плоских входных устройств смешанного сжатия ($M_{\text{п.р}} = 2,5$; оптимальная система из 4 скачков):

а — внешнее сжатие (течение не может быть реализовано); б — смешанное сжатие (2 скачка — внешнего сжатия, 2 скачка — внутреннего сжатия); в и г — смешанное сжатие (1 скачок — внешнего и 3 скачка — внутреннего сжатия)

ства) возможно несколькими способами: увеличением числа $M_{\text{п}}$ выше расчетного при фиксированных значениях F_E и $F_{\text{кр}}$, применением канала с регулируемой площадью узкого сечения, организацией перепуска из сужающейся части входного устройства.

Изменение числа $M_{\text{п}}$ по сравнению с расчетным приводит к нарушению схемы течения во входном устройстве и к изменению его характеристик.

Увеличение числа $M_{\text{п}}$ относительно расчетного для нерегулируемого входного устройства не приводит к нарушению сверхзвукового течения на входе, однако в этом случае значение $\bar{F}_{\text{кр}}$ становится больше оптимального, а скорость в минимальном сечении возрастает до более высоких (по сравнению с расчетным случаем) сверхзвуковых чисел M с последующим торможением в скачке уплотнения. Изменение противодавления p_v влияет на работу входного устройства так же, как и на расчетном значении числа $M_{\text{п}}$.

При уменьшении числа $M_{\text{п}}$ ниже расчетного значение $\bar{F}_{\text{кр}}$ становится меньше потребного, что приводит к образованию выбитой ударной волны на входе. Методы устранения нерасчетного течения на входе во входное устройство (метод запуска) перечислены выше. Таким образом, из-за специфических условий запуска входные устройства с внутренним сжатием требуют дополнительного — пускового регулирования.

На рис. 3.19 приведены возможные схемы входных устройств смешанного сжатия, рассчитанных на число $M = 2,5$, с торможением в системе из четырех скачков уплотнения (три косых и замыкающий прямой). Для заданных $M_{\text{п}}$ и числа скачков выбрана оптимальная система: значение $\sigma_{\text{с.ск}} = 0,92$, углы клиньев и углы скачков приведены на рисунке. Схема а соответствует входному устройству с внешним торможением. Расчетное течение в таком

входном устройстве не может быть реализовано из-за наличия отошедшей ударной волны у обечайки (угол наклона наружной поверхности обечайки $\beta_{об} = \beta_1 + \beta_2 + \beta_3 + 3^\circ = 36,1^\circ$) больше предельного.

Входные устройства, выполненные по схемам б, в и г, — устройства смешанного сжатия. По мере увеличения интенсивности внутреннего сжатия (при переходе от схемы б к в или г) несколько уменьшается максимальная высота входного устройства (при постоянном угле между внутренней и наружной поверхностями обечайки) и увеличивается длина поверхностей торможения до замыкающего скачка. Уменьшение максимальной высоты приводит к меньшим внешнему сопротивлению и массе; увеличение длины — к росту внутреннего сопротивления и массы конструкции. Схемы в и г при одинаковом соотношении внешнего и внутреннего сжатия различаются формой внутреннего канала и расположением внутренних скачков уплотнения. Углы наклона вектора скорости за последним, замыкающим скачком уплотнения различны для всех схем. Величина наклона вектора скорости к оси входного устройства определяет уровень потерь в дозвуковой части входного устройства.

Рассмотренная схема течения реализуется при расчетном значении противодавления p_v . Если при постоянном числе $M = 2,5$ значение p_v уменьшается (при росте $G_{пр}$), то будут расти потери в дозвуковой части входного устройства. Подобное изменение условий работы приводит к падению значения $\sigma_{вх}$ при постоянной величине ϕ . Повышение противодавления p_v (уменьшение $G_{пр}$) вызовет исчезновение замыкающего скачка и нарушение схемы течения.

Для возвращения течения к расчетной схеме после снижения противодавления p_v необходимо иметь систему пускового регулирования. Для схемы б диапазон пускового регулирования значительно меньше, чем для схем в и г из-за меньшего значения числа $M_{ц}$ на входе в канал ($\approx 1,7$ вместо $\approx 2,1$).

Увеличение числа $M_{ц}$ ведет к изменению геометрии скачков уплотнения, величина минимального сечения оказывается переразмеренной, и замыкающий скачок располагается в диффузорной части входного устройства. Величина ϕ остается равной единице, $\sigma_{вх}$ уменьшается с ростом $M_{ц}$. Уменьшение $\sigma_{вх}$ происходит как за счет уменьшения $\sigma_{с.ск}$ (неоптимальная система скачков), так и за счет увеличения потерь в диффузоре (потери в замыкающем скачке). Чтобы уменьшить потери полного давления, необходимо использовать регулирование различных элементов входного устройства аналогично регулированию элементов входного устройства внешнего сжатия.

Уменьшение числа $M_{ц}$ ведет к изменению геометрии скачков и к возникновению несоответствия действительной площади минимального сечения потребной. В результате этого несоответствия возникает течение с выбитой ударной волной на входе. Для устра-

нения выбитой ударной волны необходимо регулировать величину отношения $F_{кр}/F_{вх}$.

Влияние противодавления p_v при числах $M_{ц}$, меньших расчетного, на работу входного устройства смешанного сжатия приводит к таким же последствиям, как и для входного устройства внешнего сжатия.

Неустойчивая работа входного устройства

В сверхзвуковых входных устройствах при некоторых условиях наблюдается неустойчивая работа. Известно два вида неустойчивой работы: один из них возникает при дросселировании входного устройства на докритическом режиме работы и носит название по м п а ж, другой — при уменьшении дросселирования на закритическом режиме и носит название з у д.

При работе входного устройства на докритическом режиме течения перед входом располагается выбитая ударная волна; дросселирование входного устройства (повышение противодавления p_v) приводит к перемещению этой волны навстречу потоку. При некоторой степени дросселирования, определенной для каждого конкретного входного устройства, наступает неустойчивое течение, проявляющееся в быстром перемещении выбитой ударной волны навстречу потоку и разрушении части системы скачков (рис. 3.20, б). Значения $\sigma_{вх}$ и ϕ при этом непрерывно изменяются. Изменившиеся условия работы входного устройства приводят к тому, что действительный расход становится меньше потребного. Входное устройство стремится вернуться к первоначальному состоянию. Образуется колебательный процесс, при котором замыкающий скачок может «проскакивать» в дозвуковой диффузор. Положение замыкающего скачка в диффузоре является неустойчивым, и он начинает смещаться навстречу потоку. Опи-

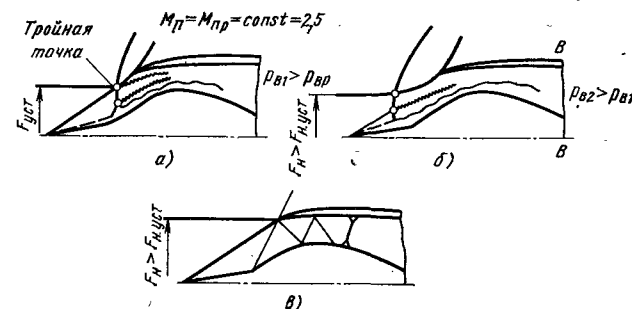


Рис. 3.20. Схема течения во входном устройстве внешнего сжатия на режиме помпажа:

а — схема течения вблизи границы «помпажа»; б — схема течения с «выпеснутой» системой скачков; в — схема течения с «проглоченной» системой скачков, — оторвавшийся пограничный слой; — поверхность тангенциального разрыва; ○ — точка пересечения двух скачков — тройная точка

санный процесс повторяется с частотой порядка нескольких герц. Амплитуда колебаний достигает значительных величин — $\Delta p/p$ от 0,2 до 0,8 (по результатам исследования конкретных моделей). Колебательный процесс будет продолжаться до тех пор, пока существует повышенное противодействие $p_v/p_{вр}$ (см. рис. 3.20, б). Поскольку неустойчивое течение охватывает практически весь тракт входного устройства, то, помимо нарушения работы элементов силовой установки, возникает большая неуровненная сила, действующая на входное устройство и передающаяся на весь летательный аппарат.

Возникновение помпажа можно объяснить следующими факторами: распространением оторвавшегося от центрального тела пограничного слоя в дозвуковую часть входного устройства и попаданием в дозвуковую часть входного устройства вихревой пелены или поверхности разрыва скорости, образующейся за тройной точкой.

Неустойчивая работа входного устройства недопустима, поэтому рабочие режимы последнего должны быть ограничены определенной степенью дросселирования (значениями p_v или φ) на каждом режиме. Практически работа входного устройства ограничивается несколько меньшей степенью дросселирования для обеспечения его устойчивой работы при наличии трудно учитываемых влияний. Это уменьшение дросселирования носит название «запаса по помпажу». Ограничение величины противодействия p_v может быть осуществлено путем увеличения расхода воздуха через входное устройство при постоянном расходе через двигатель посредством открытия створки перепуска или в результате изменения режима работы двигателя в направлении увеличения расхода через него.

Неустойчивое течение при уменьшении дросселирования входного устройства на закритическом режиме наблюдается при уменьшении дросселирования входного устройства (уменьшении противодействия p_v) и характеризуется отрывом потока из-под замыкающего скачка уплотнения, располагающегося в диффузоре. Отрыв является неустойчивым, частота колебаний его составляет сотни герц, а амплитуда $\Delta p/p = 0,05 \dots 0,08$. Неустойчивое течение охватывает небольшую часть входного устройства, что при небольшой амплитуде и высокой частоте делает его менее опасным для силовой установки и летательного аппарата, чем помпаж. При работе на таком режиме колебания от входного устройства распространяются по всему летательному аппарату в виде мелкой дрожи, откуда и возникло название «зуд».

Нормальная эксплуатация силовой установки должна исключать и этот вид неустойчивого течения. Устранить явление «зуда» можно путем повышения противодействия p_v .

Характеристики сверхзвуковых входных устройств

Характеристиками входных устройств будем называть зависимости $\sigma_{вх}$, c_x и φ от условий работы двигателя и условий полета.

Рассмотрим основные характеристики входных устройств: дроссельные и скоростные.

Дроссельными характеристиками называются зависимости $\sigma_{вх}$, c_x и φ от $G_{пр}$ или a (λ_v) при фиксированных значениях числа $M_{пр}$. Этот вид характеристик наиболее удобен для анализа работы входного устройства в системе силовой установки.

Весьма распространено представление дроссельных характеристик входных устройств в виде зависимости $\sigma_{вх} = f(\varphi)$; $c_x = \varphi(\varphi)$ при $M_{пр} = \text{const}$. На рис. 3.21 приведены дроссельные характеристики нерегулируемого входного устройства внешнего сжатия в различных координатах.

Точка А характеристики соответствует критическому режиму течения (замыкающий скачок вблизи критического сечения). На этом режиме значение $\sigma_{вх}$ близко к максимальному значению, величина φ равна единице, а коэффициент внешнего сопротивления имеет минимальное значение. Правее точки А (или ниже) располагается участок характеристики, соответствующий закритическому режиму течения: замыкающий скачок располагается ниже критического сечения. Для этих точек φ и c_x имеют постоянные значения, а $\sigma_{вх}$ тем меньше расчетного, чем меньше противодействие p_v . Левее точки А располагается участок дроссельной характеристики, для которого характерно небольшое изменение значения $\sigma_{вх}$ при значительном изменении φ и c_x . Этот участок соответствует докритическому режиму течения, характеризующегося наличием выбитой ударной волны (см. рис. 3.12, в и 3.15), и носит название пологий ветви дроссельной характеристики. Характер зависимости $\sigma_{вх} = f(\varphi)$ на участке, непосредственно прилегающем слева (или снизу) к точке А (см. рис. 3.21, б), определяется расположением тройной точки относительно разграничительной линии тока¹: если тройная точка располагается выше разграничительной линии тока, то значение $\sigma_{вх}$ растет с уменьшением φ ; если же тройная точка располагается ниже разграничительной линии тока (т. е. в потоке, прошедшем через двигатель), то значение $\sigma_{вх}$ уменьшается с падением φ (см. пунктир на рис. 3.21, б).

Характерной особенностью дроссельной характеристики внутреннего торможения (рис. 3.22) является отсутствие пологого участка. Это объясняется тем, что при дросселировании подобного входного устройства нарушается расчетный режим течения

¹ Разграничительной линией тока называется линия тока, отделяющая массу газа, прошедшую через входное устройство, от остальной его массы.

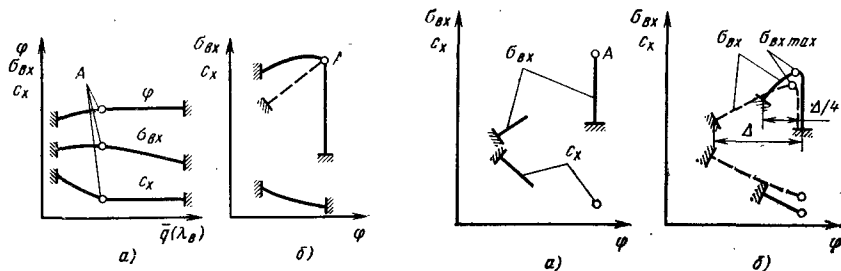


Рис. 3.21. Дроссельные характеристики входных устройств внешнего сжатия:

a — значения $\sigma_{вх}$, φ и c_x в функции приведенного расхода; b — значения $\sigma_{вх}$ и c_x в функции коэффициента расхода φ ; — — — полка падающая

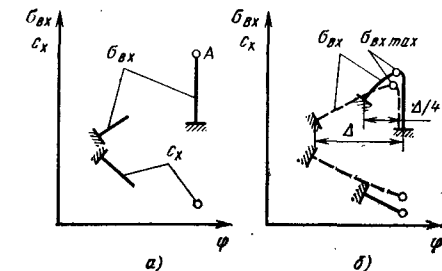


Рис. 3.22. Дроссельные характеристики входных устройств внутреннего (а) и смешанного (б) сжатия; — — — характеристика входного устройства внешнего сжатия

и образуется выбитая ударная волна. В связи с этим дроссельная характеристика такого входного устройства имеет разрыв. Дроссельная характеристика входного устройства подобного типа называется характеристикой с разрывом или жесткой характеристикой. Дроссельная характеристика входного устройства смешанного сжатия (см. рис. 3.22, б) имеет тот же вид, что и характеристика для входного устройства внешнего сжатия, но с несколько большим максимальным значением $\sigma_{вх}$ и более низким значением c_x . Протяженность пологого участка дроссельной характеристики такого входного устройства в три — четыре раза меньше, чем у характеристики входного устройства внешнего сжатия.

Скоростная характеристика входных устройств, представляющая зависимость $\sigma_{вх}$, c_x и φ от скорости полета или от числа $M_{п}$ при фиксированных (или переменных) положениях регулируемых элементов, реже используется для анализа работы входных устройств. Вместе с тем, скоростная характеристика входного устройства необходима при расчете характеристик летательного аппарата.

Для оценки целесообразности использования той или другой конкретной силовой установки на данном летательном аппарате или для определения основных характеристик вновь проектируемого двигателя необходимо располагать зависимостью $\sigma_{вх} = f(M_{п})$ (рис. 3.23).

Скоростные и дроссельные характеристики современных входных устройств получают экспериментально в специальных аэродинамических трубах. Аналитический расчет подобных характеристик затруднен. Можно рассчитывать достаточно достоверно, лишь в отдельных случаях, значения $\sigma_{вх}$, c_x и φ в некотором диапазоне изменения $M_{п}$ ($M_{п} > M_{мин}$). Так, например, весьма достоверно можно рассчитать величины $\sigma_{вх}$, c_x и φ для плоского входного устройства при $M_{мин} < M_{п} < M_{пр}$ (см., например, [14]).

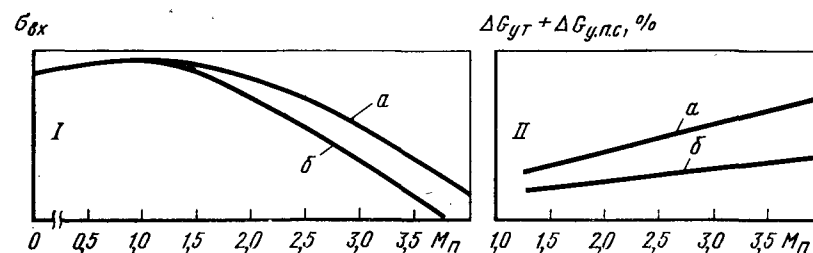


Рис. 3.23. Стандартная зависимость $\sigma_{вх} = f(M_{п})$:

I — значение $\sigma_{вх}$; II — значение дополнительного расхода воздуха

Наличие угла атаки i и угла скольжения δ оказывает существенное влияние на характеристики входных устройств. Наиболее сильно влияние этих углов сказывается на осесимметричные лобовые входные устройства внутреннего сжатия: наличие угла атаки в $4 \dots 5^\circ$ приводит к образованию течения с выбитой ударной волной, что сопровождается скачкообразным уменьшением $\sigma_{вх}$ и увеличением c_x . При учете влияния углов атаки и скольжения на работу плоских входных устройств необходимо учитывать их расположение на летательном аппарате и ориентацию поверхностей сжатия относительно плоскости полета.

Для нерегулируемых входных устройств внутреннего сжатия характерным является то обстоятельство, что при возвращении летательного аппарата к нулевому углу атаки течение перед ним не может вернуться к исходному, т. е. невозможен автозапуск входного устройства.

Наименее чувствительно к углам атаки и скольжения входное устройство внешнего сжатия. Для лобового осесимметричного входного устройства внешнего сжатия увеличение угла атаки в более широких пределах, чем для устройства внутреннего сжатия, приводит к слабому изменению $\sigma_{вх}$, c_x и φ . При возвращении летательного аппарата к нулевому углу атаки такое входное устройство автоматически возвращается к исходной схеме течения. В системе силовой установки с увеличением угла атаки ухудшаются поля параметров на входе в последующий элемент и возрастает уровень пульсаций. Эти обстоятельства могут привести к неустойчивой работе последующего элемента и всей силовой установки.

Входное устройство любого типа может устойчиво работать на различных режимах в пределах рабочих точек характеристик. Действительная рабочая точка конкретного входного устройства в системе заданной силовой установки может быть определена из условия равенства расхода рабочего тела в сечении на входе во входное устройство и на входе в элемент, расположенный за ним:

$$\sigma_{вх}/\varphi = q(\lambda_{п})/[\bar{F}_{вх} q(\lambda_{в})]. \quad (3.8)$$

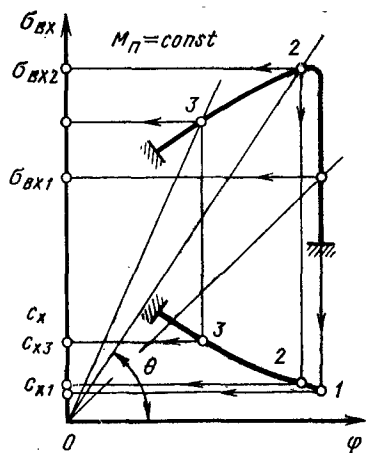


Рис. 3.24. Согласование входного устройства с последующим элементом

При фиксированных геометрии входного устройства и скорости полета величины $\bar{F}_в = F_в/F_H$ и $q(\lambda_H)$ являются постоянными. На дроссельной характеристике входного устройства в координатах $\sigma_{вх}$ и φ последнее соотношение имеет вид прямой, проходящей через точку со значениями $\sigma_{вх}$ и φ , равными нулю (рис. 3.24). Таким образом, если имеется набор дроссельных характеристик для различных скоростей и условий полета и известна характеристика последующего элемента [например, в виде $q(\lambda_H) = \varphi(M_H)$], то можно определять точки совместной работы входного устройства с последующим элементом. Если точка совместной работы располагается на дроссельной характеристике в области низких значений $\sigma_{вх}$ или близко к неустойчивым режимам работы, то необходимо изменять геометрию входного устройства или режим работы последующего элемента. Если второе возможно, а первое приводит к улучшению совместных характеристик лишь на некоторых режимах, а на остальных — к ухудшению, то необходимо применять регулируемое входное устройство с различными регулируемыми элементами (см. рис. 3.17). Используя регулирование различных элементов входных устройств, можно получить во всем требуемом диапазоне скоростей и условий полета удовлетворительные характеристики системы входное устройство — последующий элемент. При этом, однако, реальная конструкция входного устройства будет очень сложной, масса ее — большой, система автоматического регулирования — очень сложной (из-за большого числа регулируемых элементов) и мало надежной. В связи с этим практически задача сводится к отысканию компромиссного решения, при котором система входное устройство — последующий элемент имела бы приемлемую характеристику при наименьшей массе и высокой надежности.

ГЛАВА 4. ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРОВ И ТУРБИН

4.1. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

В современных авиационных газотурбинных двигателях в основном применяются осевые компрессоры и турбины. Центробежные компрессорные ступени используются (часто в комбинации с осевыми) лишь в малоразмерных ГТД, большей частью во вспомогательных силовых установках, турбостартерах и др. Радиальные турбины применяются еще реже, практически только в турбостартерах.

В настоящей главе даются краткие сведения о характеристиках компрессоров и турбин, а также основные уравнения, интегрально описывающие процессы в лопаточных машинах. Уравнения даны в том виде, в каком они будут применены далее при расчете и анализе ГТД. Во всех случаях используются параметры заторможенного потока на входе в рассматриваемые лопаточные машины и на выходе из них. На рис. 4.1 изображены процессы в компрессоре и турбине на i - s -диаграмме. В следующих ниже уравнениях обозначения параметров совпадают с показанными на рис. 4.1.

Работа, затрачиваемая компрессором на сжатие единицы массы воздуха с учетом потерь (работа компрессора), равна

$$L_K = \frac{k}{k-1} RT_B^* \frac{\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_K} \quad (4.1)$$

или

$$L_K = \frac{k}{k-1} R (T_K^* - T_B^*). \quad (4.2)$$

В уравнении (4.1) $\pi_K^* = p_K^*/p_B^*$ — степень повышения полного давления в компрессоре.

Изоэнтروпическая работа сжатия единицы массы воздуха в компрессоре

$$L_{Ks}^* = \frac{k}{k-1} RT_B^* \left(\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

или

$$L_{Ks}^* = \frac{k}{k-1} R (T_{Ks}^* - T_B^*).$$

КПД компрессора

$$\eta_K = L_{Ks}^*/L_K. \quad (4.3)$$

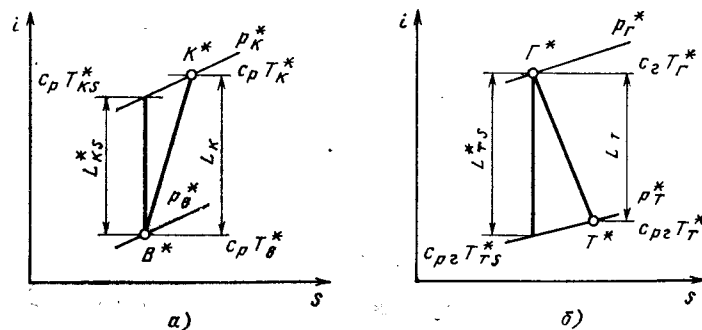


Рис. 4.1. Изображение процессов в компрессоре (а) и в турбине (б) на $i-s$ диаграмме

Соответственно работа, совершаемая единицей массы газа при его расширении в турбине с учетом потерь (работа турбины), равна

$$L_T = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_r^* \frac{k_r}{k_r - 1}} \right) \eta_r^* \quad (4.4)$$

или

$$L_T = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r (T_r^* - T_{Ts}^*), \quad (4.5)$$

где $\pi_r^* = p_r^*/p_{Ts}^*$ — степень понижения полного давления в турбине.

Изоэнтروпическая работа турбины по параметрам заторможенного потока

$$L_{Ts}^* = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_r^* \frac{k_r}{k_r - 1}} \right)$$

или

$$L_{Ts}^* = \frac{k_r}{k_r - 1} R_r (T_r^* - T_{Ts}^*).$$

КПД турбины по параметрам заторможенного потока

$$\eta_r^* = L_T / L_{Ts}^*. \quad (4.6)$$

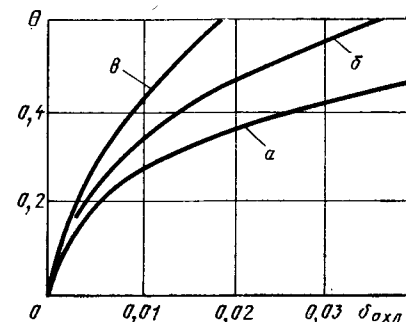
Такое определение КПД турбины является достаточно строгим только для неохлаждаемых турбин. Для оценки качества работы турбин с охлаждаемыми воздухом лопатками можно использовать первичный КПД охлаждаемой турбины, учитывающей особенности рабочего процесса в ней,

$$\eta_{т.п}^* = \frac{N_T}{G_r L_{Ts}^*}, \quad (4.7)$$

где N_T — мощность на валу турбины; G_r — расход газа через турбину.

Рис. 4.2. Зависимость коэффициента эффективности охлаждения от относительного расхода охлаждающего воздуха для различных схем охлаждения лопаток турбины:

а — конвективное; б — конвективно-плёночное; в — пористое охлаждение



В уравнении (4.7) G_r предлагается определять как сумму расходов газа на входе в турбину и воздуха, охлаждающего лопатки первого соплового аппарата, а температуру газа T_r^* , входящую в изэнтропическую работу турбины, как среднemasовую в сечении за первым сопловым аппаратом турбины. Первичный КПД охлаждаемой турбины удобно представлять в виде произведения

$$\eta_{т.п}^* = \eta_{т.неохл}^* \bar{\eta}_T.$$

Здесь $\eta_{т.неохл}^*$ — КПД рассматриваемой турбины без учета охлаждения, а $\bar{\eta}_T$ — относительный КПД, учитывающий как снижение КПД турбины в связи с дополнительными потерями, вызванными ее охлаждением, так и возможный полезный эффект от работы охлаждающего воздуха в турбине.

Значения относительного КПД зависят от числа ступеней турбины, схемы охлаждения лопаток и относительного количества охлаждающего воздуха

$$\delta_{охл} = G_{в.охл} / G_r, \quad (4.8)$$

где $G_{в.охл}$ — расход охлаждающего воздуха через один лопаточный венец, G_r — расход газа на входе в турбину. В свою очередь величина $\delta_{охл}$ зависит от схемы охлаждения лопаток и коэффициента интенсивности охлаждения

$$\theta = \frac{T_r^* - T_{л}}{T_r^* - T_{в.охл}^*}, \quad (4.9)$$

в который, кроме температуры газа перед турбиной T_r^* , входят температуры лопатки $T_{л}$ и охлаждающего воздуха $T_{в.охл}^*$.

На рис. 4.2 показаны примерные зависимости коэффициента θ от относительного расхода охлаждающего воздуха на один лопаточный венец для различных схем охлаждения: конвективной, конвективно-плёночной и пористой. У современных турбин значение θ лежит в пределах 0,3 ... 0,45.

При расчете турбин используется также эффективный КПД охлаждаемой турбины $\eta_{т.эф}^*$, который является отношением мощности, развиваемой турбиной, к сумме изэнтропических работ потоков газа и охлаждающего воздуха в турбине, умноженным на соответствующие расходы газа и воздуха.

В математических моделях ГТД последующих глав, когда нет необходимости в строгом разграничении между охлаждаемыми и неохлаждаемыми турбинами, работа турбины (4.4) записывается с η_T^* , а при расчетах ГТД конкретные значения КПД турбин берутся с учетом их охлаждения.

Расход воздуха на входе в компрессор

$$G_B = m_{кр} q (\lambda_B) F_B \frac{p_B^*}{\sqrt{T_B^*}}. \quad (4.10)$$

Расход газа через первый сопловой аппарат турбины

$$G_T = m_{кр.г} q (\lambda_{с.а}) F_{с.а} \frac{p_T^*}{\sqrt{T_T^*}}. \quad (4.11)$$

В этих уравнениях F_B и $F_{с.а}$ — площади входа в компрессор и суммарная площадь критических сечений межлопаточных каналов соплового аппарата соответственно.

Мощности компрессора и турбины

$$N_K = G_B L_K, \quad (4.12)$$

$$N_T = G_T L_T. \quad (4.13)$$

Расчетный режим компрессора, т. е. режим, для которого выполняется его детальный расчет и определяются геометрические размеры проточной части, задается π_K^* , $G_{в.р}$ и параметрами на входе $p_{в.р}^*$ и $T_{в.р}^*$. На расчетном режиме турбины задаются соответственно π_T^* , $G_{т.р}$, $p_{т.р}^*$, $T_{т.р}^*$ (индексом $р$ здесь отмечены значения параметров на расчетном режиме).

4.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ КОМПРЕССОРОВ

При изменении параметров воздуха перед компрессором сопротивление сети за ним, частоты вращения — n , такие параметры, как π_K^* , $G_{в.р}$, η_K , не остаются постоянными. Они меняются в соответствии с закономерностями, качественно общими для всех компрессоров, но в количественном отношении существенно зависящими от индивидуальных свойств конкретного компрессора. Для определения параметров компрессора на разных режимах его работы и при различных внешних условиях (различных высоте и скорости полета) строят характеристики компрессора.

Характеристики компрессора могут быть представлены в виде

$$\begin{aligned} \pi_K^* &= f(G_{в.пр}, n_{пр}); \\ \eta_K &= f(G_{в.пр}, n_{пр}). \end{aligned} \quad (4.14)$$

Рис. 4.3. Характеристики низконапорного компрессора:

1 — рабочий режим при $M_{п} = 0$, $H = 0$; 2 — граница газодинамической устойчивости; 3 — линия рабочих режимов; 4 — линия постоянной приведенной частоты вращения

В данные функциональные зависимости входят приведенный расход воздуха

$$G_{в.пр} = G_B \frac{p_0}{p_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{T_0}} \quad (4.15)$$

и приведенная частота вращения

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_B^*}}, \quad (4.16)$$

где $p_0 = 101\,325$ Па и $T_0 = 288,15$ К — давление и температура окружающей среды при $H=0$ в соответствии со стандартной атмосферой (ГОСТ 4401—81). Если приведенную частоту вращения разделить на максимальное значение частоты вращения n_0 при $M_{п} = 0$, $H = 0$, то получим безразмерный параметр — относительную приведенную частоту вращения

$$\bar{n}_{пр} = n_{пр}/n_0. \quad (4.17)$$

В ряде случаев пользуются также относительным приведенным расходом воздуха

$$\bar{G}_{в.пр} = G_{в.пр}/G_{в.о}, \quad (4.18)$$

т. е. делят $G_{в.пр}$ на максимальный расход воздуха $G_{в.о}$ при

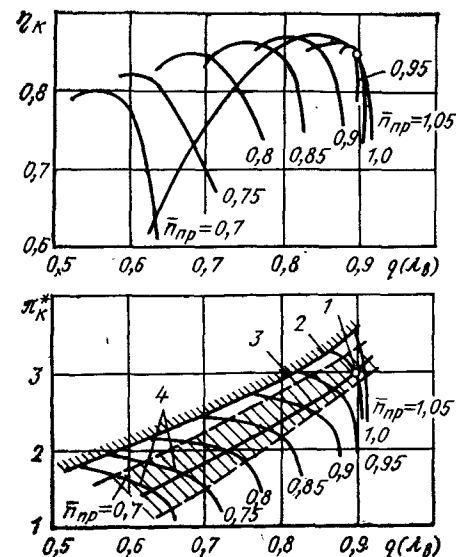
$$M_{п} = 0, H = 0 (p_B^* = p_0, T_B^* = T_0, \bar{n}_{пр} = 1, \bar{G}_{в.пр} = 1).$$

Тогда характеристики компрессора можно представить в безразмерном виде

$$\begin{aligned} \pi_K^* &= f(\bar{G}_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \\ \eta_K &= f(\bar{G}_{в.пр}, \bar{n}_{пр}). \end{aligned} \quad (4.19)$$

Подставляя в выражение (4.15) расход воздуха из уравнения (4.10), получим выражение

$$G_{в.пр} = m_{кр} q (\lambda_B) F_B \frac{p_0}{\sqrt{T_0}}, \quad (4.20)$$



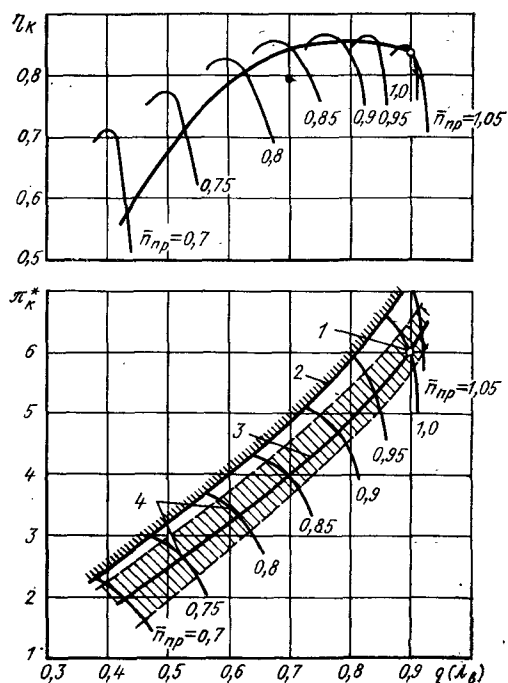


Рис. 4.4. Характеристики компрессора средней напорности (обозначения те же, что на рис. 4.3)

в правой части которого все величины, кроме функции плотности тока (безразмерной плотности тока) $q(\lambda_v)$, постоянные и, следовательно,

$$G_{в. пр} \sim q(\lambda_v). \quad (4.21)$$

В этом случае характеристики компрессоров могут иметь вид

$$\pi_k^* = f[q(\lambda_v), \bar{n}_{пр}]; \quad (4.22)$$

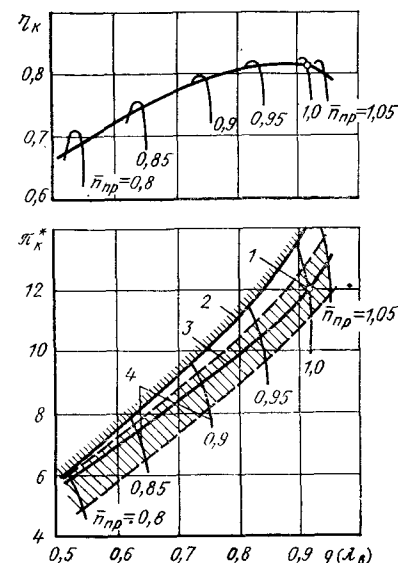
$$\eta_k = f[q(\lambda_v), \bar{n}_{пр}].$$

Характеристики не-регулируемых осевых компрессоров разной

напорности показаны на рис. 4.3 ... 4.5 в координатах, соответствующих зависимостям (4.22). На рис. 4.6 показана типичная характеристика одноступенчатого осевого компрессора с низкой степенью повышения давления (вентилятора ТРДД большой степени двухконтурности). В некоторых случаях, особенно когда в рабочей области характеристики зависимости η_k от $q(\lambda_v)$ при $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ близки к вертикальным, КПД компрессора или вентилятора удобно представлять в виде изолиний, как это сделано на рис. 4.6.

В общем случае расчетный режим работы компрессора может быть задан любыми полетными условиями. Для определенности при сравнении компрессоров разной напорности условимся принимать для всех компрессоров на расчетном режиме условия $M_{пр} = 0$, $H = 0$ и максимальную частоту вращения n_0 ($\bar{n}_{пр} = 1$). Обозначать параметры на этом режиме будем индексом «0». При $\bar{n}_{пр} = 1$ для большинства компрессоров характерна производительность, соответствующая значениям $q(\lambda_{в0}) = 0,85 \dots 0,925$. Можно условно разделить компрессоры на три группы в зависимости от значений $\pi_{к0}^*$: низконапорные ($\pi_{к0}^* < 5$), средней напорности ($\pi_{к0}^* = 5 \dots 8$) и высоконапорные ($\pi_{к0}^* > 8$). На всех характеристиках компрессоров (см. рис. 4.3 ... 4.6) нанесены точки, соответствующие максимальному режиму при $M_{пр} = 0$, $H = 0$ и заштрихованы области, в пределах которых возможна

Рис. 4.5. Характеристики высоконапорного компрессора (обозначения те же, что на рис. 4.3)



работа компрессора в системе двигателя. Основным ограничением здесь является минимально допустимый запас устойчивости компрессора, т. е. рабочая область должна располагаться в зоне устойчивой работы компрессора ниже границы газодинамической устойчивости (границы помпажа). Работу компрессора в системе двигателя чаще всего рассматривают или на постоянном режиме работы двигателя (например, $n = \text{const}$) при изменении условий полета ($M_{пр} = \text{var}$, $H = \text{var}$) или при постоянных условиях полета ($M_{пр} = \text{const}$, $H = \text{const}$) и переменном режиме работы двигателя (например, $n = \text{var}$). В этих случаях из рабочей области можно выделить линию рабочих режимов (см. рис. 4.3 ... 4.6). Построение линий рабочих режимов на характеристике компрессора подробно рассматривается в гл. 8 и 9.

Положение линии рабочих режимов относительно границы газодинамической устойчивости компрессора определяется коэффициентом устойчивости

$$K_y = \frac{[\pi_k^*/q(\lambda_v)]_{гр}}{[\pi_k^*/q(\lambda_v)]_{раб}}. \quad (4.23)$$

Здесь индексы «гр» и «раб» соответствуют значениям параметров на границе устойчивости и на линии рабочих режимов, взятым на одной и той же напорной ветви характеристики компрессора, т. е. при $\bar{n}_{пр} = \text{const}$. Запас устойчивости определяется как:

$$\Delta K_y = (K_y - 1) 100\%. \quad (4.24)$$

Фактически запасы устойчивости, которыми располагает двигатель на различных режимах работы, могут меняться в относительно широких пределах. В большой степени они зависят от напорности компрессора, определяемой значением $\pi_{к0}^*$. Для различных типов двигателей величины ΔK_y практически укладываются в диапазоне от $\Delta K_y = 35\%$ до $\Delta K_y = 8 \dots 12\%$. Последние цифры характеризуют минимально допустимый запас устойчивости на установившихся режимах работы двигателей.

Положение линии рабочих режимов на характеристике компрессора зависит от типа ГТД и его схемы, напорности компрес-

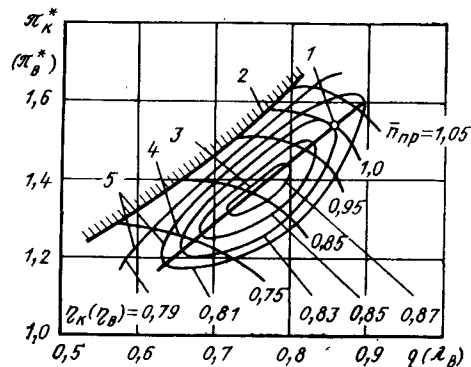


Рис. 4.6. Характеристика одноступенчатого осевого компрессора с низкой степенью повышения давления (вентилятора):

1 — рабочий режим при $M_{II} = 0$, $N = 0$; 2 — граница газодинамической устойчивости; 3 — линия рабочих режимов; 4 — линия постоянной приведенной частоты вращения; 5 — линии постоянных значений КПД

сора и программы управления двигателем. Чаще всего с уменьшением

$\bar{n}_{пр}$ у низконапорных компрессоров линия рабочих режимов удаляется от границы устойчивости (см. рис. 4.3), а у высоконапорных — приближается к ней (см. рис. 4.5). У компрессоров средней напорности линия рабочих режимов располагается примерно эквидистантно границе устойчивости (см. рис. 4.4) за исключением случаев глубокого дросселирования двигателей (ТРД).

Таким образом, для низконапорных компрессоров снижение ΔK_y характерно при $\bar{n}_{пр} > 1$. Ограничение максимально допустимого значения $\bar{n}_{пр}$ ($\bar{n}_{пр} \leq \bar{n}_{пр \max}$) является в этом случае одним из путей обеспечения газодинамической устойчивости компрессора в системе двигателя.

У высоконапорных компрессоров снижение ΔK_y в области пониженных значений $\bar{n}_{пр}$ ($\bar{n}_{пр} < 1$) требует принятия специальных мер для обеспечения устойчивой работы.

Рассмотрим, какие факторы приводят ТРД с высоконапорным компрессором ($\pi_{к0}^* > 8$) к уменьшению ΔK_y на пониженных $\bar{n}_{пр}$. Пусть компрессор в системе двигателя работает при постоянной окружной скорости u , а значит, при $n = \text{const}$. Уменьшение $\bar{n}_{пр}$ будет идти за счет роста T_a^* , например, в связи с увеличением скорости полета. Это приведет к снижению π_k^* , росту объемного расхода и осевой скорости на последних ступенях компрессора и, как следствие, к отрицательным углам атаки. Последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость c_a на входе в компрессор уменьшается и растут углы атаки i на первых ступенях компрессора. При существенном увеличении углов атаки наступает отрыв потока со спинки лопатки рабочего колеса, а это вызывает помпаж компрессора. На режимах, близких к помпажу компрессора, его КПД уменьшается из-за увеличения профильных потерь на первых и последних ступенях. На рис. 4.7, а показаны треугольники скоростей на первых и последних ступенях компрессора на расчетном режиме (сплошные линии) и на пониженных $\bar{n}_{пр}$ (пунктирные линии).

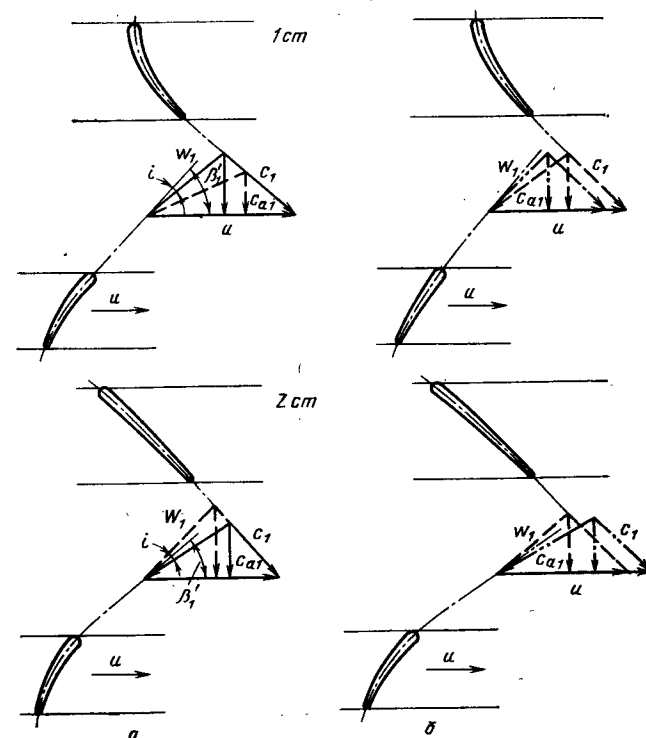


Рис. 4.7. Треугольники скоростей на первых (1 ст) и последних (Z ст) ступенях однокаскадного (а) и двухкаскадного (б) компрессоров:

— расчетный режим; — — — пониженные $\bar{n}_{пр}$ для однокаскадного компрессора; - - - - - пониженные $\bar{n}_{пр}$ для двухкаскадного компрессора

Все методы увеличения ΔK_y на пониженных $\bar{n}_{пр}$ сводятся к уменьшению углов атаки в первых ступенях компрессора и увеличению углов атаки в последних ступенях. Это приводит также к увеличению КПД компрессора.

Изменение углов атаки i в ступенях компрессора можно характеризовать изменением относительного коэффициента расхода

$$v = \bar{c}_a / \bar{c}_{a.p} \quad (4.25)$$

В выражении (4.25) $\bar{c}_a = c_a / u$ — текущее значение коэффициента расхода; $\bar{c}_{a.p}$ — его значение на расчетном режиме. Очевидно, что относительный коэффициент расхода пропорционален разности входного угла профиля β_1' и угла атаки i :

$$v \sim (\beta_1' - i) \quad (4.26)$$

На рис. 4.8 показано изменение коэффициента v по ступеням высоконапорного компрессора ($\pi_{к0}^* = 12$) при $\bar{n}_{пр} = 1$ (сплош-

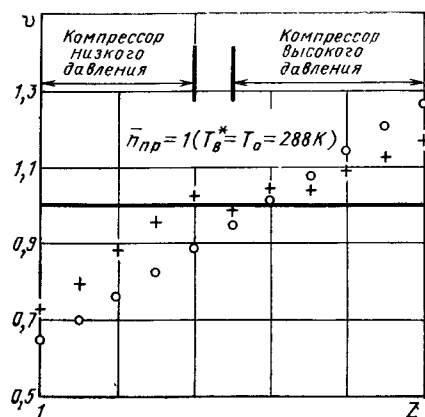


Рис. 4.8. Изменение относительного коэффициента расхода по ступеням однокаскадного (О) и двухкаскадного (+) компрессоров при $\sqrt{T_0/T_B^*} = 0,8$

ная линия) и на пониженных $\bar{n}_{пр} = 0,8$ (кружки). Снижение $\bar{n}_{пр}$ получено при $n = \text{const}$ за счет увеличения температуры на входе в двигатель до $T_B^* = 450 \text{ K}$ ($T_0/T_B^* = 0,64$). Как видно из рис. 4.8, при $\bar{n}_{пр} = 0,8$ наступило полное рассогласование работы первых и последних ступеней компрессора. При

этом практически уже отсутствует запас устойчивости компрессора. Поэтому необходимы специальные средства регулирования компрессора для расширения диапазона устойчивой работы по $\bar{n}_{пр}$.

Применение двухкаскадных компрессоров. Двухкаскадный компрессор — это высоконапорный компрессор, разделенный на два последовательно работающих компрессора со степенью повышения давления каждого компрессора $\pi_{к0} = 3 \dots 5$. В ТРД или газогенераторах ТРДД с двухкаскадным компрессором при переходе на пониженные $\bar{n}_{пр}$ может меняться отношение окружных скоростей (частот вращения) каскадов высокого и низкого давления $u_{в.д}/u_{н.д}$ ($n_{в.д}/n_{н.д}$), называемое скольжением роторов. Если с ростом T_B^* (снижение $\bar{n}_{пр}$) увеличивать скольжение роторов, оставляя осевые скорости c_a примерно такими же, как у однокаскадного компрессора, то благодаря относительному росту $u_{в.д}$ и снижению $u_{н.д}$ (см. рис. 4.7, б) углы атаки на первых ступенях будут уменьшаться, а на последних — увеличиваться. Заметим, что описанное благоприятное изменение скольжения роторов в двухвальных ТРД и газогенераторах ТРДД происходит автоматически, что является их несомненным достоинством. На рис. 4.8 показано также изменение коэффициента η в двухкаскадном компрессоре при $\sqrt{T_0/T_B^*} = 0,8$. Отсюда видно, что по сравнению с однокаскадным компрессором у двухкаскадного коэффициенты η находятся ближе к их расчетному значению, а это обеспечивает ему больший диапазон устойчивой работы по $\bar{n}_{пр}$ и лучшие значения КПД на нерасчетных режимах.

Регулирование компрессора поворотом направляющих аппаратов. Рассмотрим работу высоконапорного компрессора с регулируемыми направляющими аппаратами группы первых и последних ступеней. Чтобы на пониженных $\bar{n}_{пр}$ увеличить пропускную способность последних

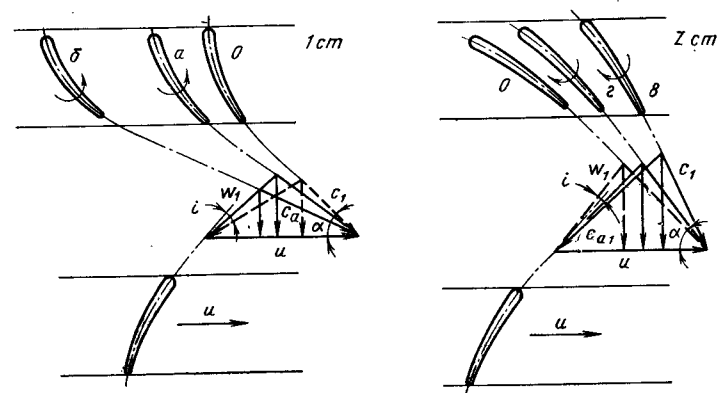
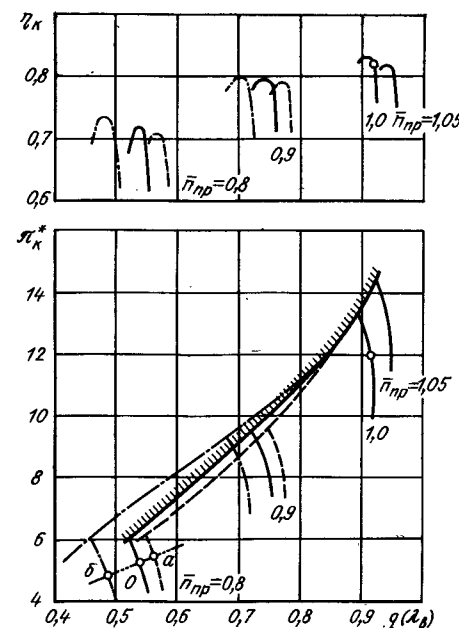


Рис. 4.9. Треугольники скоростей на первых (1 ст) и последних (Z ст) ступенях компрессора при пониженных $\bar{n}_{пр}$: ————— нерегулируемый компрессор; ————— компрессор с регулируемыми направляющими аппаратами

ступеней, необходимо увеличить на них углы атаки, т. е. повернуть лопатки направляющих аппаратов последних ступеней в сторону увеличения углов вектора абсолютной скорости α (положение в на рис. 4.9). Для уменьшения углов атаки на первых ступенях компрессора нужно повернуть лопатки направляющих аппаратов в сторону уменьшения углов α (положение а на рис. 4.9). Это позволит увеличить расход воздуха через компрессор. На рис. 4.10 показана характеристика нерегулируемого высоконапорного компрессора и характеристики компрессора с регулируемыми направляющими аппаратами. При регулировании компрессора на увеличение производительности (см. рис. 4.10 — пунктирные кривые) запас устойчивости на пониженных $\bar{n}_{пр}$ ($\bar{n}_{пр} = 0,8$) практически не увеличивается,

Рис. 4.10. Характеристика компрессора с регулируемыми направляющими аппаратами:

— нерегулируемый компрессор (О — рабочая точка при $\bar{n}_{пр} = 0,8$); ————— регулирование на повышение производительности (а — рабочая точка при $\bar{n}_{пр} = 0,8$); ————— регулирование на повышение ΔK_y (б — рабочая точка при $\bar{n}_{пр} = 0,8$)



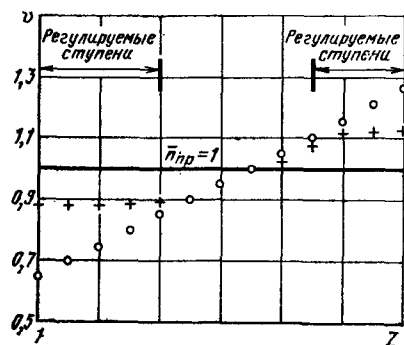


Рис. 4.11. Изменение относительного коэффициента расхода в нерегулируемом компрессоре (O) и при регулировании направляющих аппаратов на увеличение запаса устойчивости (+) при $\bar{n}_{пр} = 0,8$

а может даже уменьшаться. Это связано с тем, что последние ступени из-за увеличения c_a продолжают лимитировать расход воздуха через компрессор. Ожидать некото-

рого увеличения запаса устойчивости в этом случае можно, если первые ступени на исходном режиме (положение 0 на рис. 4.10) работали на левых ветвях своих характеристик. Для гарантированного увеличения запасов устойчивости нужно значительно уменьшить углы α на первых ступенях (режим б на рис. 4.9). Производительность компрессора при этом уменьшается. Направляющие аппараты последних ступеней нужно повернуть на увеличение углов α (положение г на рис. 4.9), чтобы увеличить углы атаки и напорность этих ступеней. Это приведет к уменьшению расхода воздуха и увеличению КПД компрессора. Соответствующая характеристика показана на рис. 4.10 штрихпунктирной линией.

Изменение углов атаки по ступеням компрессора можно и в этом случае характеризовать коэффициентом χ . На рис. 4.11 показано изменение относительного коэффициента расхода по ступеням на пониженных $\bar{n}_{пр}$ ($\bar{n}_{пр} = 0,8$) у нерегулируемого компрессора и у компрессора с регулированием направляющих аппаратов на увеличение запаса устойчивости с некоторым понижением производительности. Такое регулирование, как видно

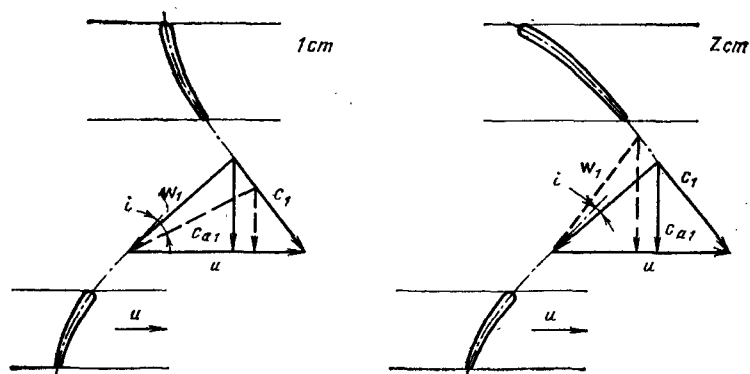
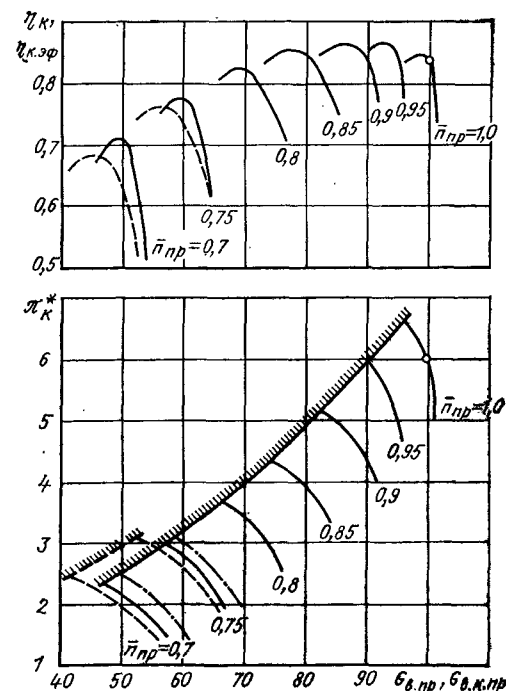


Рис. 4.12. Треугольники скоростей на первых (1 ст) и последних (Z ст) ступенях компрессора при пониженных $\bar{n}_{пр}$: — нерегулируемый компрессор; ~~~~~ регулируемый перепуском воздуха

Рис. 4.13. Характеристика компрессора с перепуском воздуха, построенная по $G_{в. пр}$ (— без перепуска), по $G_{в. к. пр}$ (— с перепуском) и по $G_{в. пр}$ (— с перепуском)



из рис. 4.11, позволяет существенно увеличить χ на первых ступенях компрессора и, как следствие, увеличить ΔK_y .

Регулирование компрессора перепуском воздуха. Наиболее простым способом регулирования компрессора на пониженных $\bar{n}_{пр}$ является перепуск воздуха (выпуск воздуха) из средних ступеней компрессора. Открытие окон перепуска приводит к увеличению осевой скорости c_a и расхода воздуха на

первых ступенях компрессора с соответствующим уменьшением углов атаки на них. В последних ступенях осевые скорости снижаются, и растут углы атаки. На рис. 4.12 показаны треугольники скоростей на первых и последних ступенях компрессора при перепуске воздуха и без перепуска.

Расход воздуха на входе в компрессор равен

$$G_{в} = G_{к} + G_{пер}, \quad (4.27)$$

где $G_{к}$ — расход воздуха на выходе из компрессора; $G_{пер}$ — расход перепускаемого воздуха.

Приведем расходы к сечению на входе в компрессор, умножив правую и левую части выражения (4.27) на комплекс $\sqrt{T_{в}^*/T_{0p0}/p_{в}^*}$. Тогда выражение (4.27) примет вид:

$$G_{в. пр} = G_{в. к. пр} + G_{в. пер. пр}.$$

При закрытых окнах перепуска $G_{в. к. пр} = G_{в. пр}$. На рис. 4.13 показана характеристика компрессора с перепуском воздуха на пониженных $\bar{n}_{пр}$, причем ось абсцисс в одном случае рассматривается как шкала $\bar{G}_{в. пр}$, а в другом — как шкала $\bar{G}_{в. к. пр}$. Из рис. 4.13 видно, что при включении перепуска граница устойчивости компрессора сдвигается в сторону меньших значений $G_{в. пр}$. Расход воздуха $G_{в. пр}$ через входное сечение компрессора при

открытии окон перепуска возрастает (штрихпунктирные линии на рис. 4.13), а через выходное — уменьшается (пунктирные линии на рис. 4.13).

Потери в компрессоре с перепуском воздуха оцениваются эффективным КПД, который учитывает мощность, затраченную на сжатие перепускного воздуха:

$$\eta_{к.эф} = G_k L_{кс}^* / N_k. \quad (4.28)$$

Так как перепускаемый воздух не совершает полезной работы, то мощность на его сжатие считается потерянной, и $\eta_{к.эф}$, как правило, ниже η_k без перепуска, несмотря на уменьшение профильных потерь в ступенях компрессора. Только иногда при очень низких значениях $\bar{n}_{пр}$ открытие окон перепуска может привести к некоторому росту КПД компрессора. Поэтому перепуск воздуха обычно используют на режимах запуска, малого газа и других неосновных режимах работы при низких значениях $\bar{n}_{пр}$.

4.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ТУРБИН

Обычно характеристики турбин задаются зависимостями КПД турбины и приведенного расхода газа от степени понижения полного давления в турбине и какого-либо кинематического параметра. Сложившееся традиционное представление основывается на использовании параметра нагруженности турбины

$$y^* = \sqrt{\sum_{i=1}^z u_i^2} / c_s^*. \quad (4.29)$$

В выражении (4.29) u_i — окружная скорость на среднем диаметре рабочего колеса i -й ступени; z — число ступеней. Значение условной скорости определяется по изоэнтальпической работе турбины

$$c_s^* = \sqrt{2 \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left[1 - \left(1/\pi_r^* \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]}. \quad (4.30)$$

Пропускная способность турбины определяется параметром расхода $A_r = G_r \sqrt{R_r T_r^* / p_r^*}$ или относительным параметром расхода газа через турбину

$$\bar{A}_r = \frac{G_r \sqrt{R_r T_r^* / p_r^*}}{(G_r \sqrt{R_r T_r^* / p_r^*})_{\max}}. \quad (4.31)$$

Используя понятие приведенной окружной скорости λ_u , характеристики турбины могут быть представлены в виде зависимостей

$$\left. \begin{aligned} \eta_r^* &= f(y^*, \lambda_u); \\ \bar{A}_r &= f(y^*, \lambda_u). \end{aligned} \right\} \quad (4.32)$$

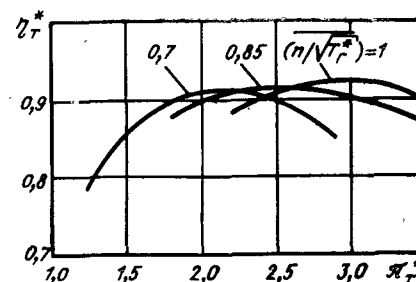


Рис. 4.14. Характеристика двухступенчатой газовой турбины

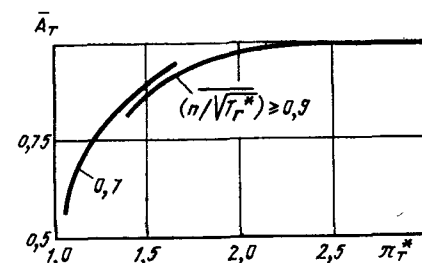


Рис. 4.15. Зависимость относительного параметра расхода \bar{A}_r от степени понижения давления для двухступенчатой турбины

В ряде случаев приведенную окружную скорость λ_u заменяют пропорциональным ей параметром $n/\sqrt{T_r^*}$ и вводят относительную приведенную частоту вращения

$$\left(\frac{n}{\sqrt{T_r^*}} \right) = \frac{n/\sqrt{T_r^*}}{(n/\sqrt{T_r^*})_{\max}}. \quad (4.33)$$

Тогда характеристики турбины можно представить в виде, удобном для дальнейшего использования в математических моделях ГТД:

$$\left. \begin{aligned} \eta_r^* &= f[\pi_r^*, (n/\sqrt{T_r^*})]; \\ \bar{A}_r &= f[\pi_r^*, (n/\sqrt{T_r^*})]. \end{aligned} \right\} \quad (4.34)$$

На рис. 4.14 и 4.15 показана характеристика двухступенчатой турбины, соответствующая (4.34). Анализ расходной характеристики турбины (см. рис. 4.15) приводит к выводу, что практически на всех рабочих режимах по π_r^* относительный параметр расхода газа остается неизменным ($\bar{A}_r = 1$), а из уравнений (4.11) и (4.31) следует, что в этом случае $q(\lambda_{с.а}) = \text{const}$. Только при малых нерабочих значениях π_r^* начинается снижение \bar{A}_r при уменьшении π_r^* .

При работе турбины в системе двигателя параметр $n/\sqrt{T_r^*}$ обычно меняется в небольших пределах, ограниченных примерно 10 %. Поэтому с некоторым приближением можно считать, что КПД турбины в рабочей области меняется незначительно (см. рис. 4.14) и можно принять его примерно постоянным ($\eta_r^* = \text{const}$). Это дает возможность с относительно небольшой погрешностью заменить действительную характеристику турбины приближенной

$$\left. \begin{aligned} q(\lambda_{с.а}) &= \text{const}, \\ \eta_r^* &= \text{const}, \end{aligned} \right\} \quad (4.35)$$

которую можно использовать при расчете характеристик двигателей по математической модели первого уровня.

Регулирование турбины поворотом лопаток сопловых аппаратов. Стремление к оптимизации работы ГТД на всех режимах требует изменения характеристик турбины, что приводит к необходимости ее регулирования. Весьма эффективным является регулирование турбины поворотом лопаток сопловых аппаратов, хотя практически реализация этого способа регулирования связана с серьезными конструктивными трудностями. Поворот лопаток соплового аппарата сопровождается изменением площади горла соплового аппарата $F_{с.а}$ и, следовательно, приведенного расхода газа через турбину. Одновременно меняются треугольники скоростей и степень понижения давления на турбине.

При условии, что перепады давлений как в сопловом аппарате турбины, так и в реактивном сопле двигателя сверхкритические, то представление об изменении π_t^* при регулировании первого соплового аппарата двухступенчатой турбины можно получить из рассмотрения кривой, показанной на рис. 4.16. Отсюда видно, что изменение $F_{с.а}$ сопровождается примерно пропорциональным изменением π_t^* . При $q(\lambda_{с.а}) = \text{const}$ относительное изменение приведенного расхода газа $G_{г.пр}$ пропорционально изменению площади горла соплового аппарата $F_{с.а}$.

Поворот лопаток соплового аппарата приводит к изменению угла направления вектора абсолютной скорости газа на выходе из соплового аппарата α_1 . Естественно, что изменение угла α_1 по сравнению с его расчетным значением приводит к некоторому увеличению потерь. Примерный характер изменения КПД турбины показан на рис. 4.17, кривая построена на основании об-

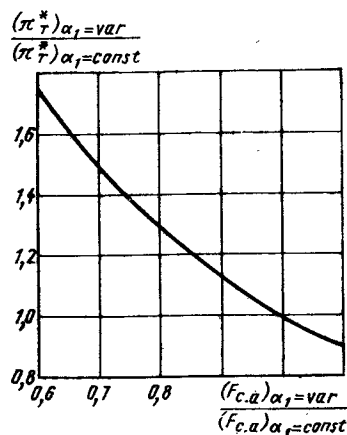


Рис. 4.16. Зависимость относительной степени понижения полного давления газа в турбине от относительной площади горла соплового аппарата при его регулировании

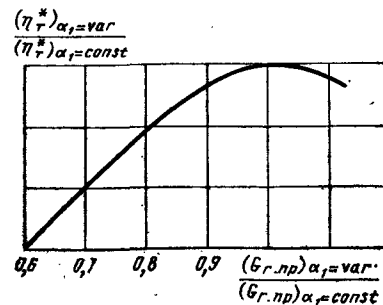


Рис. 4.17. Примерное изменение относительного КПД турбины по относительному приведенному расходу газа при регулировании турбины поворотом сопловых аппаратов

работки результатов ряда экспериментальных исследований турбин с поворотными сопловыми аппаратами. Хотя, как видно из рис. 4.17, уменьшение приведенного расхода на 10 % может примерно на 2 % снизить КПД турбины, этот способ регулирования является достаточно перспективным, так как позволяет существенно улучшить характеристики ГТД.

ГЛАВА 5. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Назначением камер сгорания является подвод тепловой энергии к рабочему телу (воздуху) в двигателе за счет превращения химической энергии в тепловую при сгорании топлива.

Камеры сгорания турбореактивных двигателей подразделяются на основные и форсажные.

Основные камеры сгорания (рис. 5.1) располагаются в тракте двигателя между компрессором и турбиной. Температура газа при выходе из основной камеры ограничена жаростойкостью лопаток турбины и достигает значений 1600 ... 1800 К.

Основная камера состоит из диффузора (1), наружного (4) и внутреннего (7) корпусов и жаровой трубы (5). Воздух из компрессора поступает в диффузор камеры, где происходит снижение скорости потока и распределение его по кольцевым каналам (6) между корпусом и жаровой трубой. Из каналов (6) воздух через отверстия поступает внутрь жаровой трубы, где осуществляется процесс горения. Топливо подводится в камеру с помощью форсунок (2). Форсунка и головная часть жаровой трубы с системой щелей и отверстий для прохода воздуха образует фронтное устройство. Непосредственно за фронтным устройством происходит подготовка топливоздушной смеси — распыливание топлива на мелкие капли и перемешивание его с воздухом. Это способствует интенсивному протеканию процесса сгорания.

По компоновке и форме жаровой трубы основные камеры сгорания могут заметно отличаться. Наибольшее распространение в настоящее время получили кольцевые камеры сгорания.

Форсажные камеры сгорания устанавливаются за турбиной двигателя, причем в большинстве двухконтурных форсированных двигателей перед входом в форсажную камеру обеспечивается смешение потоков внутреннего и наружного контуров (рис. 5.2). Камеры сгорания прямоточных воздушно-реактивных двигателей по конструкции и принципам организации рабочего процесса близки к форсажным. Такого типа камеры сгорания называют часто прямоточными. Температура газа при выходе из прямоточных

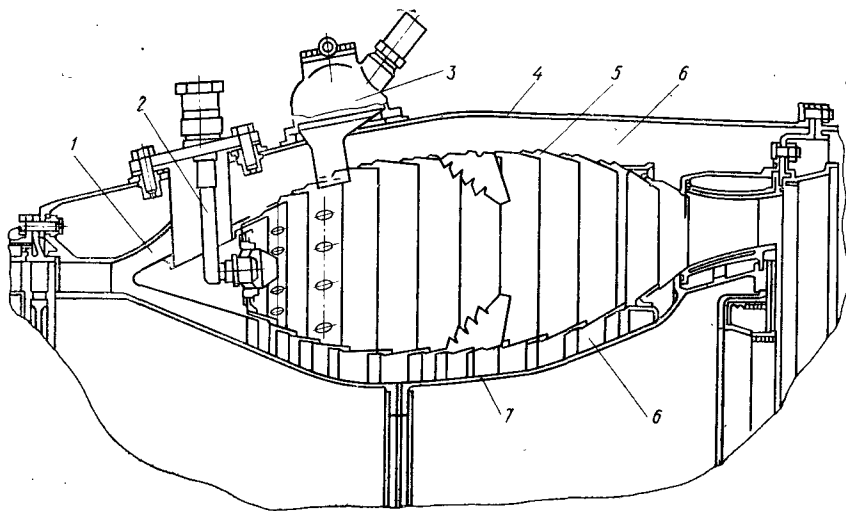


Рис. 5.1. Схема основной камеры сгорания:

1 — диффузор; 2 — форсунка; 3 — воспламенитель; 4 — наружный корпус; 5 — жаровая труба; 6 — кольцевые каналы; 7 — внутренний корпус

камер сгорания, как правило, существенно выше, чем в основных, и превышает 2000 К.

Поток воздуха перед входом в камеру сгорания тормозится в диффузоре (1) (см. рис. 5.2). Подвод топлива, его распределение в потоке и распыливание осуществляется с помощью нескольких топливных коллекторов (3), снабженных форсунками. Вниз по потоку за коллекторами устанавливаются стабилизаторы пламени (4), представляющие собой плохообтекаемые тела V-образного сечения. Их назначение — стабилизировать, «удерживать» процесс горения в пределах камеры сгорания. Коллекторы и стабилизаторы образуют фронтное устройство камеры. Сгорание

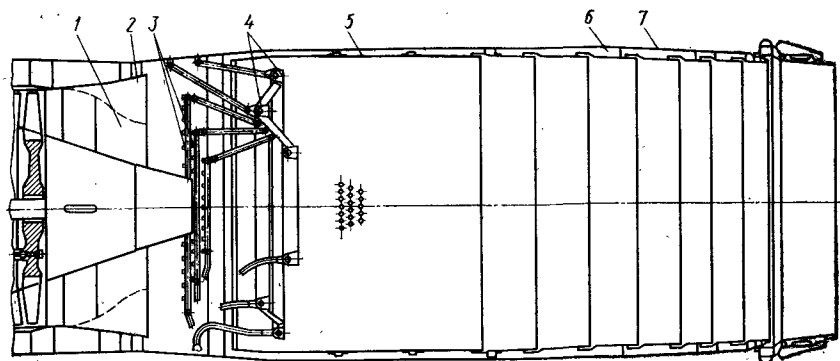


Рис. 5.2. Схема форсажной камеры сгорания:

1 — диффузор; 2 — смеситель; 3 — топливные коллекторы с форсунками; 4 — стабилизаторы пламени; 5 — антивибрационный экран; 6 — теплозащитный экран; 7 — корпус

топлива происходит за фронтным устройством в пределах одного-двух диаметров камеры сгорания.

В районе фронтного устройства устанавливается антивибрационный экран (5), а ниже за ним по потоку — теплозащитный экран (6).

Для характеристики интенсивности выделения тепла в камерах сгорания часто используется величина удельной теплонпряженности Q_v , представляющая собой отношение количества тепла, выделившегося в течение часа в одном кубическом метре объема камеры сгорания, к давлению газа на входе в нее. Чаще этот параметр применяется к основным камерам сгорания. Иногда по выбранному значению Q_v определяется предварительное значение объема жаровой трубы при проектировании камеры сгорания. По величине удельной теплонпряженности камеры сгорания ВРД существенно превосходят (в 10 ... 100 раз) топочные устройства, применяемые в других областях техники.

5.2. ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ

Параметры горючей смеси и продуктов сгорания

Основной особенностью рабочего процесса камер сгорания является протекание в них процессов горения. Под процессами горения подразумевают химическую реакцию соединения элементов топлива с кислородом, протекающую с большим выделением тепла в единицу времени. Топливо и воздух, поступающие в камеру сгорания, образуют горючую смесь. Состав смеси характеризуется отношением расхода топлива к расходу воздуха $q_T = G_T/G_B$, а также коэффициентом избытка воздуха α , который представляет собой отношение действительного расхода воздуха (G_B) к расходу воздуха, теоретически необходимого для сжигания топлива ($L_0 G_T$):

$$\alpha = G_B/(L_0 G_T) = 1/(L_0 q_T), \quad (5.1)$$

L_0 — стехиометрический коэффициент — количество воздуха, необходимое для сжигания 1 кг топлива. Для керосина $L_0 = 14,8$ кг воздуха/кг топлива.

При полном сжигании смеси стехиометрического состава ($\alpha = 1$) в продуктах сгорания не будет содержаться неиспользованных ни топлива, ни кислорода воздуха. При $\alpha < 1$ горючее содержится в избытке (богатая смесь), при $\alpha > 1$ имеется недостаток горючего (бедная смесь). При $\alpha > 1$ и полном сгорании топлива в отсутствии диссоциации продукты сгорания будут состоять из углекислого газа CO_2 , паров воды H_2O , азота N_2 , кислорода O_2 и некоторого количества окислов азота NO_x . В случае неполного сгорания топлива (это имеет место также и при $\alpha < 1$) в состав продуктов сгорания будет входить также большое коли-

чество компонентов, представляющих собой продукты термического разложения топлива: тяжелые углеводороды C_nH_m (C_nH_4 , C_2H_2 , C_2H_4 и т. д.), водород H_2 и окись углерода CO .

Наиболее важным параметром продуктов сгорания является их температура T_r^* , или однозначно связанная с ней при заданных значениях q_r , или α — полная энтальпия i_r^* .

Эти величины рассчитываются на основе закона сохранения энергии, путем составления так называемого уравнения теплового баланса: тепло, выделившееся при сгорании топлива $G_r H_u \eta_r$, равно разности полного теплосодержания продуктов сгорания и воздуха и топлива в исходной горючей смеси:

$$G_r H_u \eta_r = (G_b + G_r) i(T_r^*, 293, q_r) - G_b i(T_b^*, 293, 0) - G_r i_r(T_r, 293). \quad (5.2)$$

Если приближенно принять, что $i_r(T_r, 293) = i(T_b^*, 293, 0)$ и учесть (5.1), что $G_b/G_r = \alpha L_0$, то прирост энтальпии продуктов сгорания выразится следующим образом:

$$\Delta i^* = i(T_r^*, 293, q_r) - i(T_b^*, 293, 0) = H_u \eta_r / (1 + \alpha L_0).$$

Максимальная величина Δi^* обеспечивается при $\alpha = 1$ ($q_r = 0,0669$ для керосина). Зная значение энтальпии продуктов сгорания, можно определить их температуру.

При проведении термогазодинамического расчета двигателя, как правило, задаются величины температуры газа при выходе из основной и форсажной камер сгорания. Необходимо рассчитать потребный для получения этих температур относительный расход топлива.

Рассмотрим этот расчет применительно к форсажной камере ТРДДФ, представляющей собой наиболее общий случай камеры сгорания.

На вход в форсажную камеру подается смесь продуктов сгорания основной камеры, прошедших турбину, и воздуха, возвращаемого в проточную часть из системы охлаждения турбины и поступающего из внешнего контура. Эта смесь характеризуется суммарным расходом воздуха G_b и расходом основного топлива G_r , а также относительным расходом топлива $q_{r, \text{см}} = G_r/G_b$ и среднемассовой энтальпией $i_{\text{см}}^* = i(T_{\text{см}}^*, 293, q_{r, \text{см}})$. Величина $i_{\text{см}}^*$ приближенно может быть вычислена по формуле:

$$i_{\text{см}}^* = \frac{(1 - \delta_{\text{отб}})(1 + q_r) i(T_r^*, 293, q_r) + \delta_{\text{воз}} i(T_b^*, 293, 0) + m_i (T_{\text{вн}}^*, 293, 0)}{(1 - \delta_{\text{отб}})(1 + q_r) + \delta_{\text{воз}} + m} \quad (5.3)$$

Здесь $G_{\text{отб}}$, $\delta_{\text{отб}} = G_{\text{отб}}/G_{\text{вн}}$ — абсолютный и относительный отборы воздуха перед основной камерой сгорания; $G_{\text{в, кс}} = G_{\text{вн}} - G_{\text{отб}}$ — расход воздуха через основную камеру сгора-

ния; $G_{\text{воз}}$, $\delta_{\text{воз}} = G_{\text{воз}}/G_{\text{вн}}$ — абсолютный и относительный расходы воздуха, возвращаемого через систему охлаждения турбины.

Из форсажной камеры вытекают продукты сгорания, характеризующиеся расходами воздуха G_b , основного G_r и форсажного топлива $G_{r, \text{ф}}$, относительными расходами топлива

$$q_r = G_r/G_{\text{в, кс}}, \quad q_{r, \text{ф}} = G_{r, \text{ф}}/G_b, \quad q_{r\Sigma} = (G_r + G_{r, \text{ф}})/G_b,$$

энтальпией $i_{\text{ф}}^* = i(T_{\text{ф}}^*, 293, q_{r\Sigma})$.

Уравнение теплового баланса (5.2) будет иметь вид

$$G_{r, \text{ф}} H_u \eta_{\text{ф}} = (G_b + G_r + G_{r, \text{ф}}) i_{\text{ф}}^* - (G_b + G_r) i_{\text{см}}^*.$$

Отсюда получим формулу для расчета относительного расхода топлива, который необходимо подавать в форсажную камеру для получения заданной температуры $T_{\text{ф}}^*$:

$$q_{r, \text{ф}} = (1 + q_{r, \text{см}}) (i_{\text{ф}}^* - i_{\text{см}}^*) / (H_u \eta_{\text{ф}} - i_{\text{ф}}^*). \quad (5.4)$$

Формула (5.4) справедлива не только для ТРДДФ, но и для ТРДФ. Необходимо только при расчете $i_{\text{см}}^*$ принять $m = 0$ (формула 5.3).

Подобную формулу легко получить и для основной камеры, если учесть, что в этом случае $q_{r, \text{см}} = 0$; энтальпиям $i_{\text{ф}}^*$ и $i_{\text{см}}^*$ соответствуют энтальпии $i_r^* = i(T_r^*, 293, q_r)$ и i_b^* ; коэффициенту полноты сгорания $\eta_{\text{ф}}$ — коэффициенту η_r :

$$q_r = (i_r^* - i_b^*) / (H_u \eta_r - i_r^*). \quad (5.5)$$

Расчет проводится последовательно приближениями, поскольку величины $i_{\text{ф}}^*$ и i_r^* зависят соответственно от $q_{r, \text{ф}}$ и q_r .

Изложенный метод теплового расчета камер сгорания применяется в математических моделях двигателей 2-го уровня.

В моделях 1-го уровня можно использовать более простой метод. В основе его лежит то, что энтальпия продуктов сгорания представляется в виде явной функции от q_r , причем отсчет ведется от стандартной температуры $T_{\text{ст}}$. Например:

$$i_r^* = \frac{q_r c_{p\text{н}} T_r^* + c_p T_r^*}{1 + q_r} - \frac{q_r c_{p\text{н}} T_{\text{ст}} + c_p T_{\text{ст}}}{1 + q_r}.$$

Здесь $c_p T_r^*$ и $c_p T_{\text{ст}}$ — средние энтальпии воздуха; $c_{p\text{н}} T_r^*$ и $c_{p\text{н}} T_{\text{ст}}$ — величины, имеющие размерности энтальпии и учитывающие наличие в продуктах сгорания CO_2 и H_2O . Величины $c_p T$ и $c_{p\text{н}} T$ в зависимости от температуры рассчитаны в работе [11] и даны в виде таблицы (см. Приложение). Аналогичным образом выражаются энтальпии $i_{\text{ф}}^*$ и $i_{\text{см}}^*$. Подставив эти зависимости в уравнение теплового баланса и пренебрегая, как и выше, начальным теплосодержанием топлива, получим для форсажной

и основной камер сгорания следующие формулы для вычисления относительных значений расхода топлива:

$$q_T = \frac{c_p T_{г*} - c_p T_{к*}}{\eta_{г} H_u - c_{pn} T_{г*} + c_{pn} T_{ст}}; \quad (5.6)$$

$$q_{т. \phi} = \frac{q_T (c_{pn} T_{\phi*} - c_{pn} T_{см*}) + c_p T_{\phi*} - c_p T_{см*}}{\eta_{\phi} H_u - c_{pn} T_{г*} + c_{pn} T_{ст}}. \quad (5.7)$$

Подготовка горючей смеси в камерах сгорания

Для эффективного протекания процесса горения необходимо обеспечить в камере сгорания хорошую подготовку горючей смеси, т. е. распыливание, испарение и перемешивание топлива с определенным количеством воздуха.

Топливо из форсунок вытекает в виде струй или пленок. Распыливание обеспечивается за счет взаимодействия их с газом при взаимном относительном движении. Образуется факел распыленного топлива, состоящий из капель различного размера. Для приближенной оценки мелкости распыливания используют осредненные различными методами размеры капель. Например, часто используется медианный диаметр капель — такое значение диаметра, для которого суммарная масса капель, имеющих диаметр меньше или равный указанному, составляет половину от суммарной массы всех капель. Распыл топлива считается удовлетворительным, если медианный диаметр капель не превышает 50 ... 60 мкм.

При классификации форсунок чаще всего исходят из способа организации взаимного перемещения жидкости и газообразной среды; механические форсунки — жидкость с большой скоростью вытекает в газовую среду; воздушные (пневматические) — жидкость с малой скоростью подается в движущийся поток газа. Существуют также воздушно-механические форсунки, в которых сочетаются два способа распыливания.

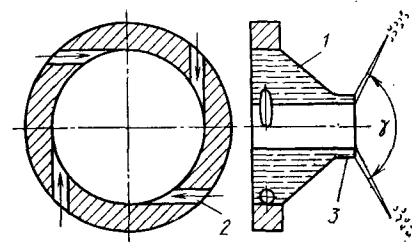
Наиболее широкое распространение в камерах сгорания ГТД получили центробежные форсунки (рис. 5.3).

Топливо поступает в камеру закручивания (1) форсунки через тангенциальные каналы (2), благодаря чему приобретает интенсивное вращательное движение, и затем вытекает через сопло (3). Вследствие закрутки в центре сопла располагается газовый вихрь, а течение топлива происходит через кольцевое сечение. После выхода из сопла топливо образует пелену в виде конуса с углом при вершине γ (корневой угол топливного факела). Толщина пелены по мере удаления от сопла уменьшается, затем пелена распадается на капли разных размеров.

В ряде случаев в камерах сгорания ВРД принимаются и струйные форсунки, представляющие собой круглое отверстие в трубке,

Рис. 5.3. Схема центробежной форсунки:

1 — камера закручивания; 2 — отверстия для подвода топлива; 3 — сопло



через которое вытекает струя топлива, дробящаяся затем на капли вследствие взаимодействия с окружающей газовой средой. Расход топлива, подаваемого в камеры сгорания ВРД, весьма существенно изменяется (в 10 ... 20 раз) при изменении высоты и скорости полета, а также при изменении режима работы двигателя. Диапазон изменения давлений подачи топлива Δp_T должен быть при этом еще больше, так как $G_T \sim \sqrt{\Delta p_T}$. Максимальные давления подачи органичены величиной 5 ... 6 МПа, поэтому при минимальных подачах величины перепада становятся весьма малыми (~0,1 МПа), что приводит к значительному ухудшению распыливания.

Чтобы избежать этого, применяются двухканальные форсунки или несколько коллекторов для подачи топлива. При низких расходах один из каналов форсунки или часть коллекторов отключается.

Для эффективного протекания процесса горения (например, для устранения дымления основных камер сгорания) распыленное топливо должно быть хорошо перемешано с воздухом. Поэтому широкое использование находят форсунки с аэрацией топливного факела, а также фронтные устройства, которые в сочетании с форсунками способствуют улучшению смесеобразования. Во всех этих смесеобразующих устройствах энергия воздушного потока путем его закрутки и турбулизации используется для улучшения распыливания и перемешивания топлива с воздухом.

Особенности протекания процесса горения в различных условиях

Горение является весьма сложным физико-химическим процессом. В зависимости от условий его протекание происходит по-разному. В камерах сгорания ВРД сгорание топлива осуществляется в основном в газовой фазе (гомогенная смесь), так как предварительно происходит его распыливание и испарение.

Горение газов подразделяется на кинетическое горение, или горение однородных смесей и диффузионное горение. При кинетическом горении горючее и окислитель предварительно перемешиваются, образуя однородную горючую смесь, а затем поступают в зону горения (в зону реакции). Закономерности сгорания при этом в большой степени определяются кинетикой химических реакций. При диффузионном горении горючее и окислитель по-

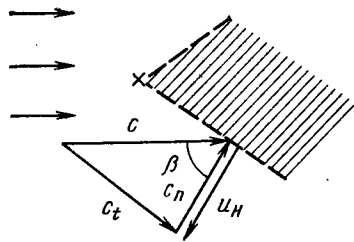


Рис. 5.4. Положение фронта пламени в высокоскоростном потоке:
x — источник поджигания; — — — фронт пламени

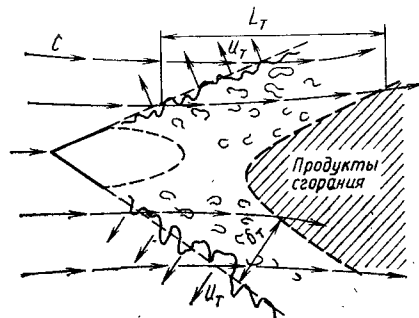


Рис. 5.5. Турбулентное горение однородной смеси за V-образным стабилизатором

даются к зоне горения отдельно, и процесс сгорания происходит по мере их взаимной диффузии (перемешивания).

На практике кинетический и диффузионный механизмы весьма часто тесно переплетаются, и преобладание того или иного механизма определяется соотношением скоростей смешения и химической реакции. Если скорость химической реакции намного превышает скорость смешения, то имеет место диффузионный механизм горения, если наоборот — то кинетический.

Рассмотрим основные виды горения, которые имеют фундаментальное значение для понимания рабочего процесса в камерах сгорания.

Ламинарное распространение фронта пламени в однородной смеси. Если в какой-либо точке подогреть до высокой температуры неподвижную горючую смесь с помощью постороннего источника тепла (например, электрической искры), то здесь начнется интенсивная химическая реакция (горение), и будет выделяться большое количество тепла. За счет молекулярной теплопроводности и диффузии тепло будет подводиться к близлежащим слоям горючей смеси и в них также начнется реакция горения. Таким образом, в горючей смеси будет распространяться «волна» химической реакции, которая носит название ламинарного фронта пламени. Перед фронтом пламени находится исходная горючая смесь с температурой T_0 , за фронтом пламени — продукты сгорания с температурой T_r . Скорость распространения фронта пламени относительно исходной смеси в направлении нормали к фронту называется нормальной скоростью горения u_n , ширина ламинарного фронта пламени мала $\delta_n \approx 1$ мм. При течении смеси с большой скоростью ($c > u_n$) фронт пламени будет сноситься вниз по потоку и для его «удержания» необходим стационарный источник поджигания. За таким источником устанавливается фронт пламени, расположенный под углом к направлению набегающего потока. Угол наклона β

(рис. 5.4) определяется законом Михельсона (законом косинуса): проекция скорости набегающего потока на нормаль к поверхности фронта пламени равна нормальной скорости горения: $u_n = c \cos \beta$.

Исследования показывают, что величины u_n и δ_n являются физико-химическими константами и зависят от скорости химической реакции w , коэффициентов теплопроводности λ и теплоемкости c_p , плотности ρ_0 исходной смеси:

$$u_n \sim \sqrt{w\lambda/c_p\rho_0}; \quad \delta_n \sim \sqrt{\lambda/(c_p w)}.$$

В соответствии с закономерностями кинетики химических реакций величина w зависит от давления и чрезвычайно сильно от температуры. Поэтому, чем больше температура горения, тем больше u_n . В частности, величина T_r максимальна при $\alpha \approx 1$, и поэтому для углеводородных топлив при $\alpha \approx 1$ наблюдаются самые большие значения u_n . С ростом T_0 также происходит увеличение значений T_r и, следовательно, u_n . Влияние давления на u_n невелико.

Теория ламинарного горения была разработана советскими учеными Я. В. Зельдовичем, Д. А. Франк-Каменецким и Н. Н. Семеновым. Расчетное определение характеристик ламинарного горения возможно практически во всех случаях, когда известен достаточно подробно механизм химической реакции.

Весьма важным свойством процесса горения является существование так называемых концентрационных пределов распространения пламени ($\alpha_{\max} \dots \alpha_{\min}$). При $\alpha < \alpha_{\min}$ или $\alpha > \alpha_{\max}$ горение не происходит, даже если применять весьма мощные источники воспламенения. Это связано с потерями тепла из пламени (радиация, отвод тепла в стенки). Для углеводородных горючих в смеси с воздухом при нормальных условиях $\alpha_{\max} = 1,7 \dots 1,9$; $\alpha_{\min} = 0,3 \dots 0,4$.

Следует отметить, что значения u_n невелики — $0,8 \dots 1,5$ м/с, и такой вид горения в камерах сгорания не встречается. Однако закономерности ламинарного горения имеют фундаментальное значение для понимания других видов горения.

Турбулентное распространение пламени. Распространение горения в турбулентном потоке горючей смеси существенным образом отличается от ламинарного. Это связано с тем, что в турбулентных потоках на осредненное поступательное перемещение газа наложено хаотическое движение разнообразных по размерам вихрей — турбулентных молей, которые наряду с молекулярной диффузией обеспечивают турбулентный перенос тепла и вещества. Важнейшими характеристиками турбулентных потоков является пульсационная скорость c' (точнее, ее среднее квадратическое значение) и масштаб турбулентности l_0 , характеризующий средний размер турбулентных молей.

Фронт пламени в турбулентном потоке непрерывно деформируется под воздействием хаотического движения турбулентных

молей. Отдельные моли свежей смеси проникают за начальный фронт, и их сгорание продолжается на значительном расстоянии от фронта (рис. 5.5). Поэтому при исследованиях и расчетах рассматривают турбулентный фронт пламени как осредненную поверхность, на которой начинается горение свежей смеси (фронт воспламенения), и зону горения — область, в пределах которой заканчивается горение. Протяженность зоны горения L_T измеряется по линиям тока, а ее ширина δ_T — по нормали к фронту.

Скорость распространения пламени в турбулентном потоке u_T также измеряется по нормали к фронту относительно свежей смеси. Скорость распространения турбулентного фронта пламени и его ширина существенно превосходят (более чем на порядок) соответствующие величины для ламинарного фронта. Величины u_T и δ_T не являются физико-химическими константами, как значения u_H и δ_H , а сильно зависят от турбулентных характеристик потока.

В настоящее время нет достаточно точного метода расчета процесса турбулентного горения. Это связано, в основном, со сложностью и недостаточной изученностью самого турбулентного движения. Теоретические исследования турбулентного горения базируются, главным образом, на рассмотрении приближенных моделей, в которых учитываются только наиболее важные элементы явления.

Наибольшее распространение в настоящее время получили модели поверхностного горения. Предполагается, что в турбулентном потоке первоначально плоский фронт ламинарного пламени сильно деформируется турбулентными пульсациями, масштаб которых больше ширины ламинарного фронта пламени $l_0 > \delta_H$. Суммарная поверхность фронта увеличивается, что приводит к пропорциональному увеличению объема смеси, реагирующей на единице площади осредненного фронта пламени, и, следовательно, к увеличению его скорости распространения.

Впервые модель поверхностного горения была предложена К. И. Щелкиным. Им было установлено, что кроме u_H на скорость распространения турбулентного фронта пламени сильное влияние оказывает пульсационная скорость c' , а на его ширину масштаб турбулентности l_0 :

$$u_T \sim u_H \sqrt{1 + (c'/u_H)^2}; \quad \delta_T \sim c' l_0 / u_H.$$

Этот вывод в качественном отношении находится в согласии с экспериментальными данными, но приведенные соотношения не позволяют их обобщать количественно. Поэтому модель поверхностного горения К. И. Щелкина в дальнейшем подвергалась усовершенствованию в трудах многих ученых. Особенно важные результаты были получены на этом пути А. В. Талантовым. Рассмотрим некоторые экспериментальные данные по турбулентному горению.

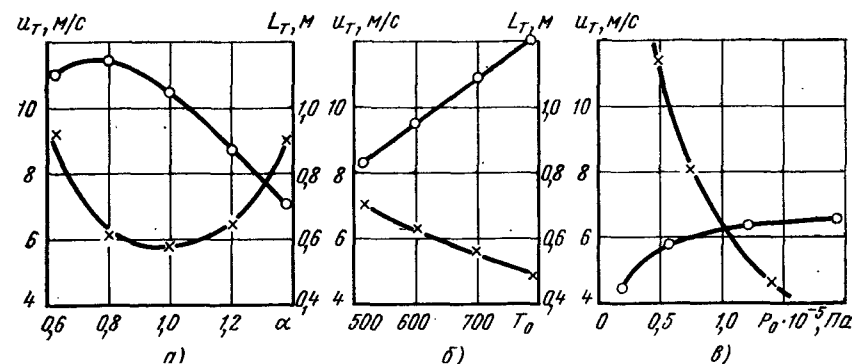


Рис. 5.6. Изменение значений u_T (○) и L_T (×) в зависимости от величины α (а), начальной температуры T_0 (б) и давления p_0 (г):

а) $c = 75$ м/с; $p \approx 10^5$ Па; $T_0 = 600$ К; б) $c = 75$ м/с; $p = 10^5$ Па; $\alpha = 1,1$ в) $c = 50$ м/с; $T_0 = 600$ К; $\alpha = 1,1$

Максимальные величины u_T наблюдаются при значениях коэффициента избытка воздуха α , близких к 0,8 (рис. 5.6, а). С уменьшением давления значение скорости распространения пламени u_T уменьшается, а значение L_T увеличивается (рис. 5.6, в). Это объясняется, главным образом, тем, что с уменьшением давления происходит снижение значений пульсационной скорости c' и рост масштаба турбулентности l_0 потока из-за уменьшения числа Рейнольдса.

Повышение температуры смеси приводит к существенной интенсификации процесса горения, что связано, в основном, с возрастанием значений нормальной скорости сгорания (см. рис. 5.6, б).

Объемное горение однородной смеси. При весьма высокой интенсивности процессов перемешивания (высоком уровне турбулентности) свежая смесь и продукты сгорания будут достаточно равномерно распределены в пределах некоторого объема. Тогда приблизительно можно считать, что в каждой точке объема будет протекать реакция горения, т. е. будет наблюдаться объемное горение смеси. Идеализированное устройство, в котором за счет бесконечно высокой интенсивности процессов перемешивания реализуется объемное горение, называют гомогенным реактором с полным смешением. Близкие условия наблюдаются в срывных зонах, возникающих за плохообтекаемыми телами, в сильно закрученных струях и т. д. Исследования показывают, что устойчивое горение в реакторе при заданных значениях коэффициента избытка воздуха α , начальной температуры T_0 и давления p возможно при расходах воздуха G_B , не превышающих некоторых критических значений. При приближении значений G_B к критическим происходит прекращение горения — срыв горения. Физически это объясняется тем, что при больших расходах (и, следовательно, при малых средних временах пребывания газа в реакторе) не успевают в достаточной степени завер-

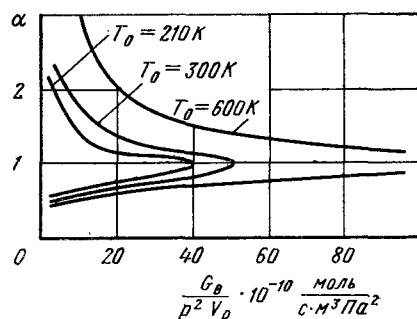


Рис. 5.7. Характеристики срыва горения в гомогенном реакторе при горении смеси углеводородного топлива и воздуха

шиться химические реакции горения и выделяющегося количества тепла не хватает для поддержания достаточно высокой температуры горения. Происходит снижение температуры, что влечет за собой уменьшение скорости хими-

ческой реакции. Этот лавинообразный процесс приводит к прекращению горения. Определяющую роль играет не абсолютный расход воздуха, а комплекс $G_B / (\rho^2 V_p)$ — параметр форсирования реактора (V — объем реактора, $\nu = 1,8 \dots 2$). Зависимость значений коэффициента избытка воздуха, при которых прекращается горение, от параметра форсирования $G_B / (\rho^2 V_p)$ называется срывной характеристикой реактора, ограничивающей область устойчивого горения в нем (рис. 5.7).

Как видно, устойчивое горение смеси в гомогенном реакторе возможно при сравнительно небольшом диапазоне изменения $\alpha \approx 0,5 \dots 2$ при средних значениях параметра форсирования. С увеличением значений T_0 область устойчивого горения расширяется.

Диффузионное горение. Как уже говорилось выше, при диффузионном горении топливо и воздух подаются к зоне горения отдельно и горение происходит в процессе их взаимного перемешивания.

Диффузионное горение может происходить как при ламинарном, так и при турбулентном режимах течения. Закономерности горения при этом изменяются в связи с изменением закономерностей процесса смешения. При турбулентном режиме микроструктура потока является весьма сложной (так же как и при турбулентном горении однородной смеси), процесс горения происходит на границе между турбулентными молями топлива и воздуха. В целом диффузионное горение протекает более медленно, чем кинетическое. Чрезвычайно неприятным свойством диффузионных пламен является повышенное образование твердого углерода (сажа, дым), что связано с разложением топлива в переобогащенных молях смеси при его нагревании.

Примерами диффузионного горения является диффузионный факел — горение струи газообразного топлива, а также горение капель жидкого топлива в воздухе.

В камерах сгорания возможны случаи, когда происходит горение двухфазной смеси, т. е. смеси воздуха, паров и капель топлива (гетерогенное горение). Исследования показывают, что в такой смеси пламя распространяется более медленно, чем в одно-

родной смеси, однако концентрационные пределы распространения пламени в ней шире. При уменьшении размера капель топлива закономерности горения двухфазной и однородной смесей становятся близкими, и при $d_k \approx 50 \dots 60$ мкм становятся одинаковыми.

Стабилизация процесса горения

При движении горючей смеси со скоростью, большей чем скорость распространения фронта пламени, ее сжигание возможно только при наличии в потоке стационарного источника поджигания, обеспечивающего непрерывное воспламенение горючей смеси — стабилизацию процесса горения.

Наибольшее распространение в камерах сгорания получил такой способ стабилизации, при котором поджигание осуществляется при контакте холодной свежей смеси с горячими продуктами сгорания. Источником последних, как правило, являются циркуляционные или срывные зоны, образующиеся за плохообтекаемыми телами, в сильно закрученных струях, в нишах и т. д.

На рис. 5.8 представлена схема течения в циркуляционной зоне (ЦЗ) за плохообтекаемым телом (стабилизатором). В центре зоны наблюдается возвратное течение — зона обратного тока (ЗОТ).

Циркуляционная зона выделяется с использованием полей скоростей и температур как зона, в пределах которой как бы циркулирует одна и та же масса газа. В действительности благодаря высокому уровню турбулентности через ограничивающую ЦЗ поверхность происходит интенсивный перенос массы газа, причем газ втекает в циркуляционную зону главным образом вблизи ее конца, а вытекает — у стабилизатора.

При установке стабилизатора в канале длина циркуляционной зоны составляет $\sim 2\Delta$ (Δ — ширина стабилизатора). При горении ЦЗ заполнена продуктами почти полного сгорания ($\eta_r = 0,8 \dots 0,95$), имеющими высокую температуру ($T = 1600 \dots 1800$ К). Вследствие высокой интенсивности процессов перемешивания температура и состав газа в пределах ЦЗ распределены достаточно равномерно и в значительной части объема циркуляционной зоны протекает реакция горения.

Пламя «удерживается» стабилизатором в заданных условиях (p , T_0 , α) при скоростях течения смеси,

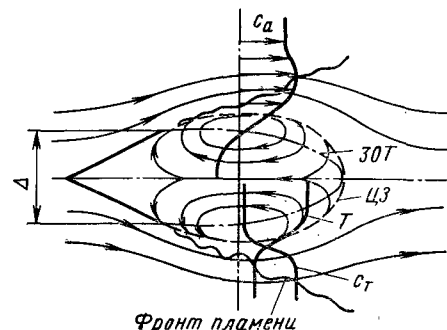


Рис. 5.8. Структура течения за V-образным стабилизатором:
 C_a — осевая составляющая скорости;
 C_T — концентрация топлива

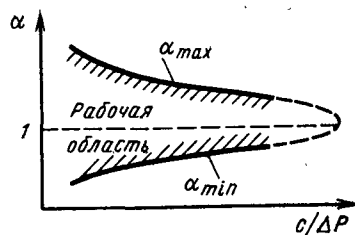


Рис. 5.9. Срывные характеристики V-образного стабилизатора ($T_0 = \text{const}$)

которых предполагается, что в циркуляционной зоне (или в ее части) идет объемно-массовая реакция подобно тому, как это имеет место в гомогенном реакторе. Поэтому в качестве критерия стабилизации часто используется отношение среднего времени пребывания смеси в циркуляционной зоне (t_z) ко времени химической реакции (t_x). Если $t_z/t_x < 1$, то горение прекратится (произойдет срыв горения).

В теории стабилизации широко используются результаты исследований процесса горения в гомогенном реакторе.

Как говорилось выше, срывные характеристики гомогенного реактора могут быть представлены в виде зависимостей $\alpha = f(G_B/(p^2 V_p), T_0)$.

Чтобы использовать их для расчета области стабилизации горения, необходимо уметь определять для циркуляционных зон величину комплекса $G_{цз}/(p^2 V_{цз})$.

Например, для уголкового стабилизатора приближенно можно предположить, что расход воздуха через циркуляционную зону $G_{цз}$ пропорционален скорости набегающего потока c , миделевой площади стабилизатора и плотности ρ_0 : $G_{цз} \sim \rho_0 C F$. Тогда $G_{цз}/(p^2 V_{цз}) \sim \rho c F / (V_{цз} p^2)$.

Если считать, что отношение объема циркуляционной зоны к площади миделя стабилизатора $V_{цз}/F$ пропорционально его ширине Δ и учесть, что плотность при $T_0 = \text{const}$ пропорциональна давлению, то можно записать приближенное соотношение: $G_{цз}/(p^2 V_{цз}) \sim c/(\Delta \cdot p)$.

Тогда срывная характеристика геометрически подобных стабилизаторов, работающих при одинаковых условиях и видах топлива, может быть представлена в виде зависимости $\alpha = f(c/(\Delta p), T_0)$.

На рис. 5.9 представлен характерный вид такой срывной характеристики.

Методы инженерного расчета стабилизации пламени в камерах сгорания базируются на обобщении экспериментальных данных, полученных в условиях, наиболее соответствующих конкретным типам камер сгорания.

меньших некоторых максимальных значений c_{max} .

Величина c_{max} зависит от состава смеси, рода топлива, температуры и давления, а также от формы и размеров стабилизатора и параметров турбулентности набегающего потока.

Создано несколько физических моделей стабилизации процесса горения в циркуляционных зонах. В настоящее время наибольшее распространение получили модели, в которых

5.3. ОСНОВНЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ТРД

Требования, предъявляемые к основным камерам сгорания, и организация их рабочего процесса

1. Высокие значения коэффициента полноты сгорания топлива на рабочих режимах ($\eta_r \geq 0,99$).

2. Обеспечение надежного запуска двигателя в заданном диапазоне высот и скоростей полета.

3. Достаточно широкий диапазон устойчивой работы (без погасания пламени и без вибраций) при изменении значений коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{к.с. min} = 1,0 \dots 1,5$; $\alpha_{к.с. max} = 20 \dots 40$).

4. Допустимый уровень потерь полного давления ($\sigma_{к.с.} = 0,92 \dots 0,96$).

5. Заданное распределение средних температур по радиусу выходного сечения (заданная эпюра температур) и допустимый уровень окружной неравномерности температур ($\Delta \theta_r = 0,2 \dots 0,3$).

6. Допустимый уровень температуры стенок ($T_w \leq 1000 \text{ K}$).

7. Низкая (ниже порога видимости) концентрация сажистых частиц (дыма) в продуктах сгорания.

8. Низкое содержание вредных веществ (CO , CH , NO_x) в выхлопных газах.

Перечисленные требования предопределяют сложность рабочего процесса камер сгорания.

Значение коэффициента избытка воздуха на рабочих режимах в основной камере сгорания составляет $\alpha = 2,5 \dots 5$. Как было показано выше, однородные смеси такого состава являются негорючими. В основных камерах сгорания подвод воздуха распре-

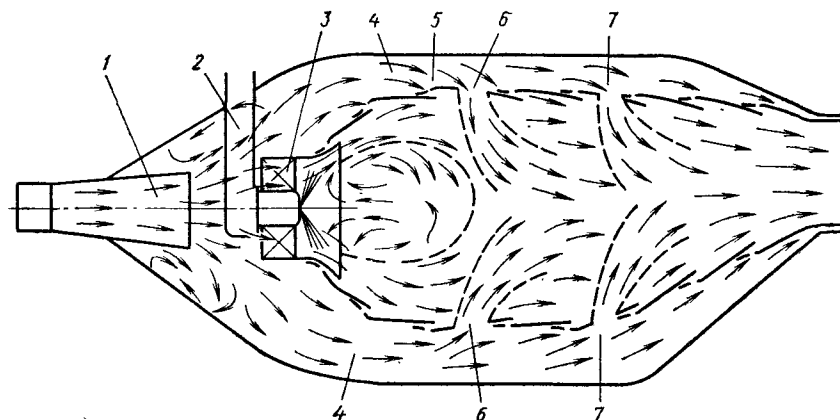


Рис. 5.10. Схема основной камеры сгорания:

1 — диффузор; 2 — форсунка; 3 — фронтное устройство; 4 — кольцевые каналы; 5 — жаровая труба; 6, 7 — отверстия для подвода вторичного и смешительного воздуха, соответственно

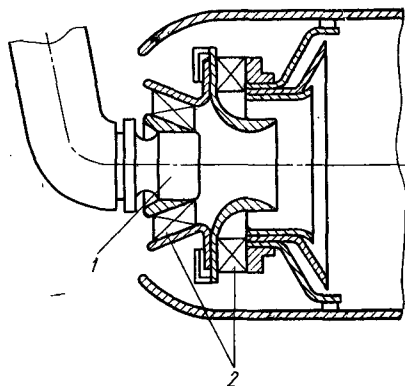


Рис. 5.11. Фронтное устройство с форсункой (1) и двумя завихрителями (2)

делен по длине, а топливо вводится в головной части жаровой трубы через форсунки. Благодаря этому в первой половине жаровой трубы смесь является значительно богаче ($\alpha = 1,2 \dots 1,8$), чем в целом по камере, что обеспечивает интенсивное протекание здесь процесса горения (рис. 5.10).

Покажем типичное распределение воздуха по длине камеры сгорания: (5 ... 15%) воздуха подводится через фронтное устройство (первичный воздух); (20 ... 40%) через 1 ... 3 пояса крупных (основных) отверстий в первой половине жаровой трубы (вторичный воздух) и приблизительно столько же через основные отверстия во второй половине жаровой трубы (смесительный воздух); (20 ... 30%) воздуха вводится через систему охлаждения тангенциально стенкам жаровой трубы (охлаждающий воздух).

Фронтное устройство камеры сгорания предназначено для обеспечения стабилизации процесса горения и подготовки горючей смеси. По конструктивному выполнению фронтные устройства весьма разнообразны. Наибольшее распространение в настоящее время получили завихрительные фронтные устройства, содержащие один или несколько лопаточных завихрителей (рис. 5.11).

Область жаровой трубы от фронтного устройства до первого пояса основных отверстий называется первичной зоной. В пределах первичной зоны из-за малого подвода воздуха смесь является богатой ($\alpha = 0,4 \dots 0,7$). Вследствие высокой температуры газа (1500 ... 1800 K) в начале первичной зоны капли топлива быстро нагреваются и испаряются. В первичной зоне непосредственно за фронтным устройством располагается циркуляционная зона, в которой осуществляется стабилизация процесса горения.

Расход воздуха, подводимого в первичную зону, недостаточен для полного сгорания топлива, и значение коэффициента полноты сгорания топлива здесь в лучшем случае может приближаться к значению коэффициента избытка воздуха (0,4 ... 0,7). Поэтому сгорание топлива продолжается ниже по потоку (вторичная зона) по мере подвода вторичного воздуха. Процесс сгорания заканчивается в том сечении, где средний коэффициент избытка воздуха составляет 1,5 ... 1,7. Часть жаровой трубы от форсунки до этого сечения называется зоной горения. Далее расположена зона смешения, где горение практически отсутствует. Благодаря подводу

воздуха здесь происходит снижение температуры газа до значений, определяемых суммарным коэффициентом избытка воздуха. От организации подвода воздуха в зоне смешения в значительной степени зависит обеспечение требуемого поля температур газа в выходном сечении.

Потери полного давления в основных камерах сгорания

Течение газа по тракту камеры сгорания сопровождается потерями полного давления, которые характеризуются значениями коэффициента гидравлических потерь $\xi_{к.с} = 2(p_k^* - p_r^*)/(p_k c_{к.к}^2)$ и коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{к.с} = p_r^*/p_k^*$. Обычно разделяют потери полного давления в диффузоре камеры и в ее жаровой трубе.

Широкое распространение получили диффузоры с внезапным расширением (см. рис. 5.10). В них торможение потока сначала осуществляется в диффузорном патрубке, имеющем степень расширения 1,5 ... 1,8, а затем следует резкое расширение канала. Такие диффузоры характеризуются стабильным течением и умеренной величиной потерь полного давления: во входном патрубке $\xi = 0,04 \dots 0,06$; в диффузоре в целом $\xi_d = 0,2 \dots 0,3$.

Потери полного давления в жаровой трубе достаточно точно могут быть определены в результате гидравлического расчета камеры сгорания. Наряду с этим получили распространение приближенные формулы, основанные на рассмотрении упрощенной схемы камеры (рис. 5.12). Предполагается, что воздух подводится только через один пояс отверстий, площадь сечения жаровой трубы постоянна, поля параметров потока в каждом сечении равномерны, газ несжимаем, осевая составляющая скорости воздуха в отверстиях равна скорости потока в кольцевых каналах, относительный расход топлива пренебрежимо мал. Применив к течению в такой камере уравнения газовой динамики, можно получить следующее выражение для определения потерь полного давления:

$$p_{к.к}^* - p_r^* = \rho_k c_{оп}^2 n/2 + \rho_k (c_{к.к} - c_{ж.х})^2/2 + \rho_k c_{ж.х}^2 (\theta_{к.с} - 1). \quad (5.8)$$

Здесь $c_{оп}$ — нормальная составляющая скорости воздуха в отверстиях; $c_{ж.х}$ — скорость газа в жаровой трубе при отсутствии подогрева; $c_{к.к}$ — скорость воздуха в кольцевых каналах; $\theta_{к.с} = T_r^*/T_k^*$ — степень подогрева газа в камере. Соотношение (5.8) хорошо иллюстрирует структуру потерь полного давления в жаровой трубе. Сумма первых двух слагаемых характеризует потери на смешение. Как видно, они состоят из потерь скоростного напора, соответствующего нормальной составляющей скорости в отверстиях $c_{оп}$, и потерь на удар при перетекании воздуха из кольцевого канала в жаровую трубу (аналогичны

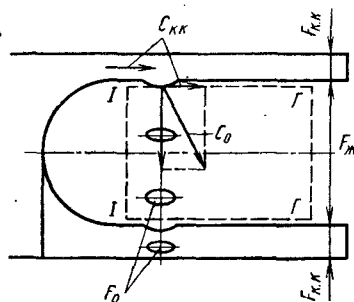


Рис. 5.12. Упрощенная схема камеры сгорания

структивные параметры камеры сгорания:

$$\xi_{ж} = (F_K/\mu F_0)^2 + (F_K/F_{K,K} - F_K/F_{ж})^2 + (\theta_{K,c} - 1)(F_K/F_{ж})^2. \quad (5.9)$$

Здесь F_K — площадь сечения на входе в камеру; $F_{K,K}$ и $F_{ж}$ — площади сечений кольцевых каналов и жаровой трубы, соответственно; F_0 — суммарная площадь отверстий в стенках жаровой трубы; μ — коэффициент расхода воздуха через отверстие ($\mu = 0,7 \dots 0,8$). Наибольшую долю (70 ... 80 %) составляют потери, определяемые скоростным напором $\rho_K C_{оп}^2/2$. Эти потери тем больше, чем меньше значение μF_0 , так как при этом возрастает величина $C_{оп}$. Потери на «удар», как правило, достаточно малы (3 ... 5 %). Тепловые потери составляют 10 ... 20 %. Для практического использования в формулу (5.9) вводятся эмпирические поправочные коэффициенты. Например, может быть использована следующая формула:

$$\xi_{ж} = 1,2 (F_K/\mu F_0)^2 + 0,5 (\theta_{K,c} - 1) (F_K/F_{ж})^2. \quad (5.10)$$

Коэффициент гидравлического сопротивления камеры сгорания представляет собой сумму этих коэффициентов для диффузора и жаровой трубы: $\xi_{K,c} = \xi_d + \xi_{ж}$.

Зная величину $\xi_{K,c}$, можно определить коэффициент восстановления полного давления:

$$\sigma_{K,c} = 1 - \xi_{K,c} \lambda_{K,c}^2 \varepsilon (\lambda_K) k / (k + 1). \quad (5.11)$$

Как видно, при постоянном значении $\xi_{K,c}$, которое определяется конструктивными параметрами камеры, значение $\sigma_{K,c}$ сильно зависит от величины приведенной скорости воздуха при входе в диффузор (λ_K): с увеличением значений λ_K потери полного давления увеличиваются.

В математических моделях двигателей первого уровня, как правило, величина $\sigma_{K,c}$ принимается постоянной на всех режимах работы двигателя. В более сложных моделях (2-й уровень) целесообразным является учет изменения $\sigma_{K,c}$ в соответствии с формулами (5.10) и (5.11).

Организация процессов смешения в основных камерах сгорания

Для эффективного протекания процессов горения, а также для обеспечения достаточно равномерных полей температуры в выходном сечении необходимо, чтобы подводимый через основные отверстия вторичный и смесительный воздух достаточно интенсивно перемешивался с продуктами сгорания внутри жаровой трубы.

Втекающий в жаровую трубу воздух образует систему свободных струй, распространяющихся в сносимом потоке. Рассмотрим основные закономерности распространения этих струй и связанных с ними процессов смешения.

Структура течения в одиночной струе является весьма сложной и изучена достаточно подробно. Одной из основных характеристик струи является ее ось, определяемая чаще всего как геометрическое место точек, в которых температура потока минимальна (температурная ось струи). На некотором расстоянии от отверстия температурная ось становится практически параллельной направлению скорости сносимого потока. Максимальное расстояние от стенки до оси струи, измеренное по нормали к стенке, называется глубиной проникновения струи B (рис. 5.13). Величина B может быть рассчитана по эмпирической формуле, предложенной В. Я. Безменовым: $B = 0,41 d_a (\bar{q} + 3)^{0,88}$. Здесь $\bar{q} = \rho_K C_{оп}^2 / (\rho_{ср} C_{ср}^2)$; $\rho_{ср}$, $C_{ср}$ — осредненные значения плотности и скорости газа за системой струй; $d_a = d_0 \sqrt{\mu}$ — эквивалентный диаметр отверстия; $3 \leq \bar{q} \leq 20$. Относительная глубина проникновения струй в жаровую трубу ($\bar{B} = B/h_{ж}$) во многом определяет протекание смешения ($h_{ж}$ — высота сечения жаровой трубы кольцевой или радиус трубчатой камеры сгорания).

Как правило, в зоне горения и в зоне смешения кольцевой камеры основные отверстия в наружной и во внутренней обечайках располагаются в один или два пояса приблизительно в одном и том же сечении, причем, более равномерные поля температур обеспечиваются в том случае, когда отверстия различных обечаек смешены на пол-шага друг относительно друга в окружном направлении.

Исследования показали, что в этом случае протекание процесса смешения определяется, главным образом, относительными значениями импульса воздуха, подводимого через отверстия $\bar{J}_0 = G_0 C_{оп} / (G_{ср} C_{ср})$, и шага отверстий в окружном направлении по средней окружности $\bar{t} = t/h_{ж}$. Увеличение значений \bar{J}_0 и в определенных пределах \bar{t} ($\bar{t} \leq 0,8$) приводит к интенсификации процессов смешения. Необходимым условием при этом является обеспечение относительной глубины проникновения струй воздуха $\bar{B} \geq 0,4 \dots 0,5$, которая может быть вычислена по формуле $\bar{B} = \sqrt{\bar{J}_0 \bar{t}}$. Для обеспечения высокой степени смешения длина

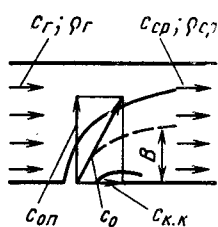


Рис. 5.13. Распространение струи в сносимом потоке

участка смешения l должна составлять $(1 \dots 1,5) h_{ж}$, причем, с увеличением значений \bar{J}_0 величины l уменьшаются. Поэтому относительные длины жаровых труб $l_{ж}/h_{ж}$ современных камер сгорания составляют $2 \dots 3$.

Величина \bar{J}_0 для той или иной зоны камеры определяется параметрами камеры сгорания в целом — относительным расходом воздуха в ту или иную зону и значением скорости воздуха в отверстиях. Поэтому изменять глубину проникновения струй при проектировании можно за счет изменения величины шага (числа) отверстий в окружном направлении при неизменной их суммарной площади. Как правило, величины \bar{J} выбираются в пределах $0,3 \dots 0,6$. Меньшие значения шага характерны для зоны горения, а большие — для зоны смешения.

Характеристики основных камер сгорания

В эксплуатации камера сгорания работает в весьма разнообразных условиях. Поэтому качество камеры сгорания оценивается целой серией характеристик, которые определяются экспериментально. Основными являются срывные характеристики, характеристики по параметру форсирования и по составу смеси.

Срывными характеристиками называют зависимости максимальных $\alpha_{к, с max}$ или минимальных $\alpha_{к, с min}$ значений коэффициента избытка воздуха, при которых прекращается горение (происходит срыв пламени), от величины скорости воздуха при входе в камеру сгорания c_k .

Различают характеристики по «бедному» $\alpha_{к, с max} = f(c_k)$ и по «богатому» $\alpha_{к, с min} = f(c_k)$ срыву. Типичный вид срывных характеристик камеры сгорания представлен на рис. 5.14. Для устойчивого горения необходимо, чтобы в циркуляционной зоне или в ее части местные значения α были равны $\approx 0,5 \dots 1,7$ и время пребывания смеси было бы достаточным для протекания процессов горения. Обеспечение этих условий в наибольшей степени определяется конструкцией фронтного устройства, способом подачи и распыливания топлива.

С уменьшением значений p_k^* и T_k^* область устойчивой работы камеры сгорания сужается. Это объясняется, главным образом, уменьшением скорости химической реакции, а при низких значениях G_T также плохим распыливанием топлива.

Изменение коэффициента полноты сгорания топлива в камере происходит, в основном, за счет изменения эффективности протекания процесса горения в зоне подвода струй вторичного воздуха, где механизм горения близок к объемному из-за весьма высокой интенсивности процессов смешения. Из первичной зоны

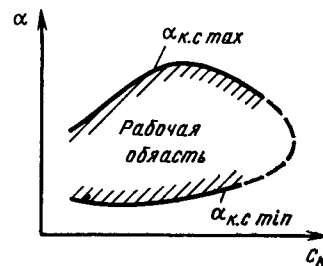


Рис. 5.14. Срывные характеристики основной камеры сгорания

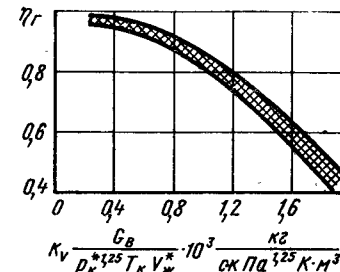


Рис. 5.15. Примерная характеристика основной камеры сгорания по параметру форсирования

сюда поступает нагретая до высокой температуры богатая смесь ($\alpha = 0,4 \dots 0,7$).

При подводе вторичного воздуха смесь обедняется и становится горючей. Однако, при этом уменьшается время пребывания смеси на данном отрезке длины жаровой трубы и расходится тепло на нагрев подводимой порции воздуха. При небольших объемных расходах Q_k и достаточно высоких значениях p_k^* и T_k^* топливо и воздух в ходе химической реакции будут успевать превращаться в продукты сгорания. Однако при значительном увеличении Q_k будет уменьшаться значение η_r , так как при чрезвычайно большом подмешивании воздуха (скорость смешения пропорциональна Q_k) химическая реакция не будет успевать завершиться до конца. Очевидно, что с увеличением объема жаровой трубы $V_{ж}$ полнота сгорания будет возрастать, так как время пребывания смеси в камере сгорания будет больше. Понижение же значений p_k^* и T_k^* будет приводить к уменьшению величины η_r из-за уменьшения скорости химической реакции.

Результаты исследования камер сгорания показывают, что влияние величин G_b , p_k^* , T_k^* , $V_{ж}$ на значение η_r при $\alpha = \text{const}$ приближенно может быть учтено с помощью параметра форсирования камеры сгорания $K_v = G_b / (p_k^{*1,25} T_k^* V_{ж})$, предложенного В. Е. Дорошенко¹. Приблизительно этот параметр можно интерпретировать как отношение времени химической реакции ко времени пребывания смеси в жаровой трубе.

На рис. 5.15 представлена характеристика камеры сгорания по параметру форсирования. Как видно, с увеличением значений K_v величины η_r снижаются. Это связано с недостаточным временем пребывания смеси в жаровой трубе по сравнению с временем химической реакции.

На рабочих режимах двигателя величины p_k^* и T_k^* велики, поэтому значения K_v малы. Это позволяет получить весьма высокие значения η_r ($\eta_r \approx 0,99$).

¹ В иностранной литературе используется параметр форсирования $\Omega = G_b / (V_{ж} p_k^{*1,8} \exp(T_k^*/300))$, по смыслу аналогичный параметру K_v .

Рассмотрим характеристику камеры сгорания по составу смеси, которая представляет собой зависимость значений η_r от коэффициента избытка воздуха в камере α . Эта зависимость представляет собой кривую с максимумом при некоторых значениях α ($\alpha_{\text{опт}}$), однако в пределах рабочих режимов она весьма пологая ($\eta_r \approx 0,98$). При существенном обеднении или обогащении смеси ($\alpha > 5 \dots 7$ или $\alpha < 1,7 \dots 2,0$) происходит снижение значений η_r главным образом из-за замедления горения в чрезмерно обедненных или переобогащенных объемах смеси.

Изменением соотношения расхода воздуха между зонами горения и смешения можно изменять оптимальное значение α . Поэтому при расчетах двигателя значения η_r на рабочих режимах можно принимать постоянными и равными $\approx 0,99$. На переходных и пусковых режимах необходимо учитывать изменение η_r , если величины K_V и α изменяются в широких пределах.

Существенное влияние оказывает работа камеры сгорания на возможность запуска двигателя. С точки зрения обеспечения запуска можно выделить два типа требований к камере: 1) обеспечение воспламенения смеси; 2) обеспечение полноты сгорания топлива (подогрева газа), достаточной для раскрутки ротора двигателя до режима малого газа ($\eta_r \approx 0,5$). Наиболее неблагоприятными для работы камеры сгорания являются режимы высотного запуска двигателя в условиях авторотации, так как значения P_K^* и T_K^* при этом близки к атмосферным. С уменьшением значений P_K^* и T_K^* область воспламенения смеси сужается, поэтому иногда для повышения высотности запуска применяется подача кислорода.

Получение требуемой для запуска величины η_r , зависящей от значений K_V , может быть достигнуто за счет соответствующего выбора объема жаровой трубы. Поэтому требование обеспечения пусковых характеристик двигателя на заданной высоте полета часто является решающим для определения размеров камеры сгорания.

Поля температур газа в выходном сечении камеры сгорания

Поля температур газа в выходном сечении камеры сгорания оказывают существенное влияние на ресурс работы турбины. Лопатки рабочего колеса турбины вследствие вращения подвергаются воздействию температур газа, осредненных по поясам (окружностям данного радиуса) — $T_{\text{ср } i}^*$. Распределение этих температур по высоте лопатки (эпюра температур) задается с учетом условий прочности рабочих лопаток.

На лопатки соплового аппарата турбины воздействуют местные температуры газа. Для обеспечения надежности сопловых лопаток превышение максимальной температуры ($T_{\text{max } i}^*$) над средней (окружная неравномерность полей температур) должна быть как можно меньше.

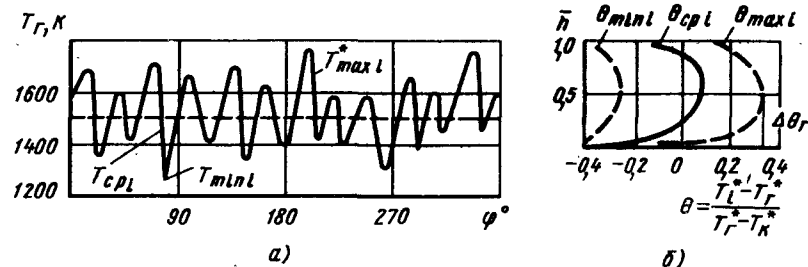


Рис. 5.16. Распределение температуры газа в окружном направлении на радиусе i (а), безразмерных характеристик поля температур по высоте выходного сечения камеры (б)

На рис. 5.16 приведено типичное распределение температуры газа при выходе из камеры сгорания.

Здесь $\bar{h} = h/h_L$; h — расстояние между корневым и текущим сечением лопатки турбины; h_L — высота лопатки; φ — угловая координата в окружном направлении. При построении поля температур газа применяются величины относительных избыточных температур:

$$\theta_{\text{ср } i} = (T_{\text{ср } i}^* - T_r^*) / (T_r^* - T_K^*),$$

$$\theta_{\text{max } i} = (T_{\text{max } i}^* - T_r^*) / (T_r^* - T_K^*).$$

Часто в качестве суммарной характеристики неравномерности температурного поля используется максимальное значение $\theta_{\text{max } i}$, которое называется максимальной неравномерностью поля температур и обозначается $\Delta\theta_r$.

Как правило, наиболее благоприятна такая эпюра температур, когда максимальные значения $\theta_{\text{ср } i}$ составляют $0,05 \dots 0,1$ и располагаются на расстоянии около двух третей высоты лопатки от ее корня. Как у корня, так и у конца лопатки значения $\theta_{\text{ср } i}$ понижены. Необходимым условием получения требуемой эпюры температур является обеспечение достаточной глубины проникновения струй воздуха в зоне смешения ($B/h_K \geq 0,5$ для кольцевой камеры сгорания). Заметное влияние на эпюру температур оказывает также расход охлаждающего воздуха.

Для обеспечения допустимой окружной неравномерности необходимо рациональный выбор ряда конструктивных параметров камеры сгорания и, в первую очередь, суммарной площади отверстий в стенках жаровой трубы F_o и площади кольцевых каналов $F_{K, K}$.

На рис. 5.17 приведена зависимость максимальной неравномерности температурного поля от отношения F_o/F_K . Как видно, увеличение значений F_o/F_K приводит к возрастанию неравномерности поля температур. Это связано с тем, что при увеличении значений F_o уменьшаются скорости течения воздуха в отверстиях и уменьшается интенсивность процессов смешения внутри жаровой

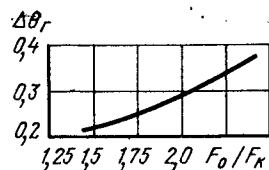


Рис. 5.17. Примерная зависимость максимальной неравномерности температурного поля от относительной суммарной площади отверстий в стенках жаровой трубы

трубы. Кроме того, при этом уменьшаются коэффициент гидравлических потерь жаровой трубы, и, следовательно, демпфирование неравномерностей скоростей, всегда имеющих в потоке передней. Таким образом, для получения более равномерных полей температур в камере сгорания необходимо увеличивать в ней потери полного давления.

Площадь кольцевых каналов $F_{к,к}$ должна быть несколько больше суммарной площади отверстий в стенках жаровой трубы $F_{к,к}/F_0 = 1,2 \dots 1,4$. Уменьшение величин $F_{к,к}$ приводит к возрастанию скоростей течения воздуха в кольцевых каналах и влияния неравномерности поля скоростей в них на течение внутри жаровой трубы.

Размеры и расположение отверстий в стенках жаровой трубы и ее продольные размеры выбираются из условия обеспечения эффективного протекания процессов смешения.

Кроме того, для получения равномерных полей температур необходимо как можно меньше устанавливать в диффузоре и кольцевых каналах патрубков дренажа, силовых стоек, пусковых устройств и так далее, которые загромаздают сечение и вызывают местные неравномерности в поле скоростей воздуха.

Для кольцевых камер сгорания окружной шаг форсунок не следует выбирать больше $(0,5 \dots 0,7) h_{жк}$.

Охлаждение стенок жаровых труб

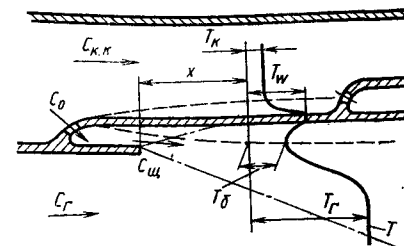
Организация теплозащиты элементов камеры сгорания представляет собой весьма важную задачу, решение которой все более усложняется с ростом параметров рабочего процесса двигателя.

В современных камерах сгорания применяются комбинированные системы охлаждения: часть воздуха вводится внутрь жаровой трубы через щели системы охлаждения тангенциально стенкам для создания защитного слоя, а протекающий по кольцевым каналам воздух охлаждает стенки жаровой трубы снаружи. Воздух, вытекающий из щели со скоростью $c_{щ}$, образует пристенную струю, которая перемешивается с потоком продуктов сгорания в соответствии с закономерностями, характерными для спутных струй (рис. 5.18). Конвективный поток тепла к стенке со стороны горячих газов определяется температурой и скоростью на границе пристенного пограничного слоя T_δ^* и c_δ .

При относительных значениях расхода охлаждающего воздуха $\bar{G}_{охл} = G_{охл}/G_B = 20 \dots 25 \%$ удается практически полностью

Рис. 5.18. Структура течения и распределение температур газа вблизи стенки жаровой трубы:

— — — граница пограничного слоя;
— — — граница слоя смешения пристенной струи



изолировать стенки жаровой трубы от контакта с горячими газами, т. е. на всей длине охлаждающих секций $T_\delta^* \approx T_K^*$, а $c_\delta \approx c_{щ}$.

Подвод тепла к стенкам жаровой трубы в этом случае осуществляется только за счет излучения пламени ($q_{л,г}$).

Лучистый поток тепла от газов в камерах сгорания из-за большого содержания сажи сильно превышает (в 7 ... 10 раз) излучение «чистых» продуктов сгорания, которое обусловлено излучением трехатомных газов CO_2 и H_2O .

Исследования показывают, что величина $q_{л,г}$ имеет максимум в конце зоны горения, так как здесь температура газа внутри камеры наиболее велика. Значения $q_{л,г}$ практически не изменяются в рабочем диапазоне изменения коэффициента избытка воздуха α , и возрастают с увеличением времени пребывания газа в камере, а также с увеличением давления и температуры воздуха при входе, так как при этом увеличивается степень черноты пламени (вследствие увеличения выделения сажи), а с ростом T_K увеличивается еще и температура газа.

При некоторых достаточно высоких значениях давления $p_K^* \geq 1 \dots 1,5$ МПа степень черноты пламени становится практически равной единице, ее дальнейший рост прекращается.

Отвод тепла от стенки определяется по обычным формулам теплообмена.

Исследования показывают, что увеличение температуры воздуха при входе в камеру сгорания приводит к существенному возрастанию значений температуры стенок жаровой трубы T_w .

Повышение значений p_K^* оказывает неоднозначное влияние на величину T_w : при $p_K^* < 1 \dots 1,5$ МПа с увеличением давления температура стенки увеличивается, а при $p_K^* > 1 \dots 1,5$ МПа — уменьшается.

Уменьшение времени пребывания газа в камере (уменьшение объема жаровой трубы или увеличение объемного расхода воздуха) приводит к уменьшению температуры стенок. Заметное снижение температуры стенки может быть достигнуто при уменьшении продольных размеров секций системы охлаждения (при $\bar{G}_{охл} = \text{const}$), так как в этом случае происходит интенсивное перетекание тепла от более нагретых участков к менее нагретым за счет теплопроводности материала стенки, а также несколько возрастают значения коэффициентов теплоотдачи.

Разрабатываются также системы охлаждения, в которых интенсификация конвективного отвода тепла от стенки обеспечивается путем применения специальных мероприятий (например, оребре-

ние стенок). Большое значение для повышения надежности камер сгорания имеет также такая организация рабочего процесса, при которой бы обеспечивалось снижение лучистых потоков тепла.

При высоких значениях T_k^* и p_k^* значительные трудности возникают с обеспечением теплозащиты фронтального устройства и головной части жаровой трубы. Связано это, в основном, с тем, что здесь возможно попадание топлива в пристенные слои газа и его воспламенение.

5.4. ФОРСАЖНЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Организация рабочего процесса форсажных камер сгорания

Форсажные камеры применяются, как правило, для возможно большего увеличения тяги двигателя, поэтому составы смеси в них близки к стехиометрическим: $\alpha_z = G_b / ((G_t + G_{т.ф}) \times L_0) = 1,1 \dots 1,3$. К форсажным камерам предъявляются в целом такие же требования, как к основным (за исключением требования обеспечения заданного поля температур газа в выходном сечении). Однако численные величины ряда параметров иные. Так, полнота сгорания топлива в форсажных камерах несколько ниже ($\eta_f \geq 0,95$), а потребный диапазон устойчивой работы по составу смеси ($\alpha_{z \min} = 0,7 \dots 0,9$; $\alpha_{z \max} = 2 \dots 2,5$) существенно уже, чем в основных камерах.

Принципы организации рабочего процесса в камерах ТРДФ и ТРДДФ близки. За турбиной двигателя расположен диффузор форсажной камеры, в котором скорость газа снижается от значений $\lambda_t = 0,4 \dots 0,6$ до $\lambda_{mid} = 0,2 \dots 0,3$ (λ_{mid} — приведенная скорость в миделевом сечении форсажной камеры при отсутствии подвода в ней тепла) (рис. 5.19). В большинстве случаев у ТРДДФ в пределах диффузора располагается смеситель лепесткового типа, обеспечивающий перемешивание воздуха наружного контура с газами внутреннего контура. Иногда при малой степени двухконтурности ($m \approx 0,5$) смеситель отсутствует и перемешивание потоков осуществляется за счет процессов турбулентного обмена.

В конце диффузора установлено фронтное устройство, состоящее из системы коллекторов для подачи топлива и стабилизаторов пламени.

Перед сгоранием в форсажной камере образуется подготовленная горючая смесь, близкая к однородной. Сгорание этой смеси начинается в турбулентных фронтах пламени, отходящих от кромок стабилизаторов, и заканчивается на расстоянии $1 \dots 1,5$ диаметров форсажной камеры.

Вблизи корпуса форсажной камеры располагается теплозащитный экран, который не несет силовых нагрузок и служит для предохранения корпуса от воздействия горячих газов. Под экран поступает $\approx 10\%$ газа, топливо в этот газ не подается. Из-пол

экрана газ перетекает через систему щелей и отверстий внутрь форсажной камеры, создавая теплозащитную пленку.

Передняя часть экрана называется также антивибрационным экраном и способствует предотвращению вибрационного горения.

Запуск форсажной камеры производится, как правило, с помощью огневой дорожки: в районе зоны смешения основной камеры сгорания несколькими импульсами впрыскивается топливо; в процессе движения с газовым потоком это топливо воспламеняется, и тем самым обеспечивается запуск форсажной камеры. В ряде случаев для запуска используются также специальные воспламенители.

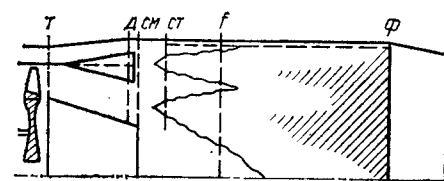


Рис. 5.19. Схема форсажной камеры сгорания

Потери полного давления в форсажных камерах

Торможение потока за турбиной двигателя осуществляется сначала в кольцевом диффузоре, а затем следует практически внезапное расширение тракта в сечении, где оканчивается внутренний обтекатель, устанавливаемый за турбиной (см. рис. 5.19).

Потери полного давления в диффузоре вызваны трением и вихреобразованием в пограничном слое и при безотрывном течении составляют $1 \dots 2\%$ ($\sigma_d = p_d^* / p_t^* = 0,98 \dots 0,99$). p_d^* — полное давление в конце диффузора.

На расчетных режимах работы значения полного давления потока на наружном и во внутреннем контурах за турбиной двигателя близки и в этом случае потери полного давления в смесителе невелики — $\sigma_{см} = p_{см}^* / p_d^* = 0,98 \dots 0,99$, где $p_{см}^*$ — полное давление после смешения потоков.

При обтекании стабилизаторов возникают потери на удар, связанные с торможением потока при внезапном расширении канала за стабилизаторами. Коэффициент гидравлического сопротивления стабилизаторов может быть определен по формуле:

$$\xi_{ст} = (\sqrt{\eta_{ст} f_{ст}} + f_{ст})^2 / (1 - f_{ст})^2.$$

Здесь $\eta_{ст}$ — коэффициент смягчения входа ($\eta_{ст}$ равно 0,15 при угле стабилизатора 45°); $f_{ст} = F_{ст} / F_d$ — степень загромождения сечения стабилизаторами; F_d , $F_{ст}$ — площади сечения форсажной камеры за диффузором и миделя стабилизатора соответственно. Потери полного давления при этом будут равны:

$$\Delta p_{ст} = \xi_{ст} \rho_{см} c_{ст}^2 / 2; \quad \sigma_{ст} = p_i^* / p_{см}^* = 1 - \Delta p_{ст} / p_{см}^*.$$

Здесь $c_{ст}$ — скорость потока в зазоре между стабилизаторами; p_i^* — полное давление за стабилизаторами в некотором сечении f

(см. рис. 5.19), где по предположению параметры потока равномерны, а коэффициент выделения тепла близок к нулю.

Для уменьшения потерь полного давления стабилизаторы смещают относительно друг друга в осевом направлении — эшелонируют.

Величины σ_d , $\sigma_{см}$, $\sigma_{ст}$ характеризуют гидравлические потери в тракте двигателя от турбины до начала горения и могут быть объединены одним коэффициентом $\sigma_{г.ф} = \sigma_d \sigma_{см} \sigma_{ст} = 1 - \Delta p_{г.ф}^* / p_t^*$. Величина потерь полного давления $\Delta p_{г.ф}^* = p_t^* - p_f^*$ приблизительно пропорциональна скоростному напору газа за турбиной двигателя:

$$\Delta p_{г.ф}^* = \xi_{г.ф} \rho_t C_t^2 / 2. \quad (5.12)$$

За фронтным устройством при подводе тепла к движущемуся газу возникают тепловые потери. Их величина может быть рассчитана из уравнений сохранения импульса и расхода, записанных для сечений f и Φ : $z(\lambda_\Phi) = z(\lambda_f) / \sqrt{\theta_{ф.к}}$;

$$\sigma_{т.п} = p_\Phi^* / p_f^* = \sqrt{\theta_{ф.к} q(\lambda_f) / q(\lambda_\Phi)}. \quad (5.13)$$

Здесь $\theta_{ф.к} = T_\Phi^* / T_{см}^*$ степень подогрева газа в форсажной камере; $\lambda_f = \lambda_{mid}$.

Наличие теплозащитного экрана приводит также к возникновению потерь полного давления (1 ... 2 %) — $\sigma_{охл} = 0,98 ... 0,99$. Суммарный коэффициент восстановления полного давления равен произведению перечисленных коэффициентов $\sigma_{ф.к} = \sigma_{г.ф} \sigma_{т.п} \sigma_{охл}$ и составляет 0,9 ... 0,94.

В математических моделях двигателей, как правило, учитывается изменение $\sigma_{ф.к}$ при изменении режима работы двигателя с использованием формул 5.12 и 5.13.

Стабилизация процесса горения и выгорание топлива по длине камеры

Закономерности стабилизации пламени и горения в форсажной камере в основном аналогичны рассмотренным ранее.

Основными конструктивными параметрами фронтного устройства являются характерный размер (полка) стабилизатора Δ и степень затенения сечения стабилизаторами $f_{ст}$.

Характерный размер Δ выбирается из условия обеспечения устойчивого горения на наиболее неблагоприятных режимах при минимальных значениях давления и температуры газа на входе в форсажную камеру. При выборе величины Δ используются срывные характеристики стабилизаторов — зависимости значений коэффициента избытка воздуха при срывном режиме ($\alpha_{ср.макс}$ и $\alpha_{ср.мин}$) от комплекса $c / (\Delta p_t^*)$ (см. рис. 5.9). Как правило, рассматривается «богатый» срыв ($\alpha_{ср.мин} = 0,7 ... 0,8$). Достаточный диапазон устойчивого горения при обеднении смеси в ряде случаев (в особенности у ТРДДФ) обеспечивается за счет локального обо-

гащения смеси за стабилизаторами путем подачи топлива непосредственно в зону циркуляции.

Степень затенения сечения $f_{ст}$ определяет «густоту» расположения стабилизаторов в сечении камеры. Обычно $f_{ст}$ равно 0,3 ... 0,4.

В форсажных камерах применяются фронтные устройства с кольцевыми, радиальными стабилизаторами, а также с комбинированным их расположением. Принципиальной разницы между этими видами фронтных устройств нет. Важной характеристикой форсажной камеры является срывная характеристика, представляющая собой зависимость значений $\alpha_{ср}$, при которых происходит полное прекращение горения в камере от скорости или давления газа при входе. Вид этой характеристики в качественном отношении аналогичен срывной характеристике одиночного стабилизатора. Конкретные же значения параметров зависят от особенностей организации рабочего процесса.

При определении длины выгорания топлива получили распространение методы, базирующиеся на обобщенных экспериментальных данных, полученных в условиях, близких к форсажным камерам.

Так, например, на основе экспериментальных исследований процесса горения в потоке между двумя стабилизаторами было установлено, что закономерности нарастания значений η_Φ по длине камеры (кривые выгорания) могут быть приближенно описаны единой зависимостью, если в качестве характерного размера использовать расстояние между осями стабилизаторов S . Вид кривой выгорания представлен на рис. 5.20. Протекание ее практически не зависит от размера полки стабилизатора. Отсюда следует, что абсолютная длина форсажной камеры будет уменьшаться при уменьшении расстояния между стабилизаторами.

Совершенство форсажной камеры в значительной степени определяется характеристикой по составу смеси — зависимостью значения η_Φ от $\alpha_{ср}$. Как правило, максимальные значения $\eta_\Phi = 0,95 ... 0,97$ реализуются при величинах $\alpha_{ср} = 1,2 ... 1,5$. При обогащении смеси значения η_Φ снижаются из-за появления переобогащенных зон ($\alpha_{ср} < 1$), а при обеднении — из-за прекращения горения в объемах газа, бедных топливом. Изменения значений η_Φ при изменении давления и температуры газа при входе, как правило, невелики. Только при давлениях ниже атмосферного происходит заметное снижение полноты сгорания топлива из-за затягивания процесса горения.

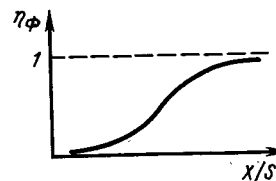


Рис. 5.20. Характер изменения коэффициента полноты сгорания топлива в потоке за стабилизатором пламени

Вибрационное горение и методы его устранения

В форсажных камерах может возникать особый режим горения — вибрационное горение, характеризующийся периодическими колебаниями давления со значительной амплитудой ($0,1 \dots 0,2$) p^* . Вибрационное горение является недопустимым, так как приводит к быстрому разрушению элементов форсажной камеры.

Различают низкочастотные (частота колебаний $5 \dots 50$ Гц) и высокочастотные (частота $400 \dots 600$ Гц) колебания давления. При низкочастотных колебаниях давления период весьма часто не сохраняется постоянным. Причиной этих колебаний может являться периодический срыв горения на отдельных участках фронтального устройства, пульсации давления в топливной системе, периодический срыв вихрей в диффузоре камеры и др. При высокочастотном вибрационном горении частота колебаний, как правило, определяется акустическими свойствами камеры сгорания. Бывают продольные колебания — колебания газа в направлении оси камеры, а также поперечные — в направлении ее радиуса. В этом случае вибрационное горение представляет собой автоколебательный процесс. Для его существования необходим источник энергии и механизм обратной связи, обеспечивающий периодический подвод энергии к газу в определенной фазе.

Источником энергии в форсажной камере является колебание тепловыделения и скорости распространения пламени. Механизм же обратной связи может быть весьма разнообразным. Он может основываться на смесеобразовании (колебание расхода воздуха, колебание расхода топлива через форсунки, попадание топлива на стенки камеры), на газодинамических явлениях (срыв вихрей в диффузоре и во фронтальном устройстве), на закономерностях процесса горения (изменение величины u_T с изменением давления, периодические срывы пламени).

Для борьбы с вибрационным горением применяются различные методы. Основными из них являются следующие: «облагораживание» аэродинамики течения газа в камере для уменьшения вихреобразования, эшелонирование стабилизаторов в осевом направлении (воздействие на фазу колебаний), постановка перфорированного антивибрационного экрана в районе фронтального устройства.

«Склонность» камеры к возникновению вибрационного горения уменьшается при уменьшении средней скорости течения газа в камере и снижении степени его подогрева.

Охлаждение форсажных камер

Для предотвращения чрезмерного нагрева корпуса в форсажной камере устанавливается теплозащитный экран. Он не является силовым элементом и поэтому может воспринимать

большие тепловые нагрузки. В форсажных камерах, так же как и в основных, применяется комбинированная система охлаждения. Часть газа из-за турбины (или воздуха из второго контура) поступает в канал между корпусом и теплозащитным экраном и обеспечивает конвективное охлаждение как экрана, так и корпуса. Этот газ также используется для организации заградительного охлаждения экрана и створок реактивного сопла. Корпус форсажной камеры охлаждается снаружи воздухом, поступающим из воздухозаборника самолета.

В связи с высокими значениями температуры газа в форсажных камерах большое внимание уделяется заградительному охлаждению. Оно может быть организовано двумя способами: подачей газов тангенциально стенке через систему щелей (струйное охлаждение) или через большое количество мелких отверстий перпендикулярно основному потоку (перфорированное охлаждение).

Лучистый поток тепла от газа в форсажной камере обусловлен излучением трехатомных газов (CO_2 и H_2O), образующихся при сгорании углеводородных топлив, и его величина относительно невелика.

Температура газа вблизи экрана изменяется по длине в соответствии с кривой выгорания топлива. Для ее уменьшения смесь вблизи экрана (между наружным стабилизатором и экраном) несколько обедняется за счет уменьшения подачи топлива, так что значения α_2 составляют здесь $1,4 \dots 1,6$.

В начальной части форсажных камер применяются, как правило, щелевые экраны, в конце — перфорированные.

5.5. ВРЕДНЫЕ ВЫДЕЛЕНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ И ПУТИ ИХ СНИЖЕНИЯ

В отработавших газах авиационных двигателей содержатся вредные компоненты. Главными из них являются окись углерода (CO), различные углеводородные соединения и различные окислы азота, которые условно обозначаются CH и NO_x , а также дым.

Выход загрязняющего вещества j на каждом режиме работы двигателя оценивается индексом эмиссии EJ_j , который представляет собой количество вредного вещества j в граммах, выделившегося при сгорании одного килограмма топлива.

CO и CH являются продуктами неполного сгорания топлива, поэтому их образование зависит, в основном, от тех же обстоятельств, что и полнота сгорания топлива. В частности, с уменьшением параметра форсирования основной камеры сгорания K_V происходит увеличение коэффициента полноты сгорания топлива и, следовательно, уменьшение выделений CO и CH. Этому же способствует обеспечение хорошего распыливания топлива и предварительного перемешивания его с воздухом; предотвращение попадания топлива на стенки камеры сгорания; рациональный под-

Таблица 5.1

Режим	Тяга \bar{P} , %	Время, мин
Взлет	100	0,7
Набор высоты	85	2,2
Заход на посадку	30	4
Руление	7	26

вод воздуха в пределах первичной зоны, обеспечивающей сгорание топлива при локальных значениях $\alpha \approx 1,2 \dots 1,6$. Наибольшее выделение СО и СН наблюдается на режиме малого газа, так как при этом значения p_k^* и T_k^* минимальны, а величина α максимальна. На основных же режимах выход СО и СН незначи-

телен. В форсажных камерах значения коэффициентов полноты сгорания топлива заметно ниже, чем в основных, поэтому продукты сгорания в выходном сечении сопла содержат значительное количество СО и СН. Однако, поскольку температуры газа при этом весьма высоки (1800 ... 2000 К), то в атмосфере за соплом происходит интенсивное выгорание этих компонентов, и результирующее загрязнение атмосферы не слишком велико.

Закономерности образования окислов азота в камерах сгорания противоположны закономерностям образования СО и СН. Окисление азота происходит при достаточно высоких температурах ($T \approx 2000$ К). Интенсивность этого процесса очень сильно увеличивается при увеличении температуры. Образование окислов азота возрастает также при увеличении времени пребывания газа в камере сгорания. Поэтому максимальный выход окислов азота наблюдается при взлетном режиме работы двигателя.

Выход окислов азота в форсажных камерах сгорания мал, так как местные температуры горения здесь всегда ниже, чем в основных камерах сгорания из-за понижения температуры газа в турбине двигателя.

Содержание дыма (частиц углерода) в продуктах сгорания обусловлено сжиганием переобогащенной смеси ($\alpha < 1$). Дымление может существенно возрасти, если в первичной зоне основной камеры будет происходить горение двухфазной смеси, содержащей плохо распыленное топливо. Поэтому основным направлением борьбы с дымлением является обеспечение хорошей подготовки топливовоздушной смеси перед сгоранием. Как правило, обеспечить допустимый уровень дымления (ниже границы видимости) удается за счет рационального конструирования фронтного устройства основной камеры.

Несмотря на то, что вклад авиации в загрязнение атмосферы в среднем невелик (1 %), в районе аэропортов возможно значительное локальное загрязнение воздуха, представляющее опасность для здоровья человека. Поэтому в настоящее время Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) разработаны нормы на допустимое содержание загрязненных веществ в отработавших газах. Принципы нормирования состоят в следующем. Вводится стандартный цикл режимов работы двигателя при взлете и посадке (табл. 5.1).

В качестве контрольного параметра эмиссии используется отношение массы D_j вещества j (в г), выделяющейся за стандартный цикл, к взлетной тяге двигателя в килоньютонах $D_j/P_{вз}$. Зная индекс эмиссии вещества EJ_j на каждом режиме работы двигателя, можно вычислить массу эмиссии за цикл:

$$D_i = \sum_i (EJ_j)_i G_{Ti} t_i. \quad (5.14)$$

Здесь G_{Ti} — расход топлива в кг/с и t_i — время работы в с на каждом из i режимов стандартного цикла.

Если выразить значение G_{Ti} через удельный расход топлива и тягу $G_{Ti} = C_{уд} P_i / 3600$ и разделить обе части равенства (5.14) на $P_{вз}$, то получим выражение контролируемого параметра эмиссии в следующем виде:

$$D_j/P_{вз} = 2,78 \cdot 10^{-1} \sum_i (EJ_j)_i C_{уд} \bar{P}_i t_i.$$

Таким образом, величина $D_j/P_{вз}$ зависит не только от совершенства камеры сгорания, характеризующегося величинами $(EJ_j)_i$, но и от значений $C_{уд} \bar{P}_i$, которые характеризуют экономичность двигателя в целом и зависят от параметров его термодинамического цикла и совершенства всех узлов.

В соответствии с нормами выброс газообразных веществ турбореактивными и турбовентиляторными двигателями взлетной тягой свыше 26,7 кН, предназначенными для дозвуковых скоростей полета, не должен превышать следующих уровней: углеводороды $D_{C_1 H_4}/P_{вз} \leq 19,6$; окись углерода $D_{CO}/P_{вз} \leq 118$; окислы азота $D_{NO_x}/P_{вз} \leq 40 + 2\pi_{к\Sigma}$.

Следует отметить, что обеспечение требований по выбросу СО и СН возможно только при весьма высоких значениях коэффициента полноты сгорания топлива, превышающих 0,99 на всех режимах работы двигателя, включая малый газ.

Чтобы требования по снижению вредных выделений не ограничивали повышение экономичности двигателей, нормами предусматривается увеличение контрольного параметра для окислов азота при увеличении степени повышения давления в компрессоре.

Содержание дыма в выхлопных газах определяется по методу фильтрации: через белый бумажный фильтр пропускается определенная масса выхлопных газов (16,2 кг/м²), затем определяется так называемое число дымности SN по формуле: $SN = 100\% (1 - R_s/R_w)$. Здесь R_s и R_w — абсолютные отражательные способности загрязненного и чистого фильтров. Нормами устанавливается максимально допустимое значение SN в зависимости от взлетной тяги двигателя: $SN = 8,6 (P_{вз})^{-0,274}$.

Основные трудности при создании камер сгорания с малым выбросом вредных веществ связаны с тем обстоятельством, что для снижения выхода СО, СН и NO_x необходимо проведение взаимно

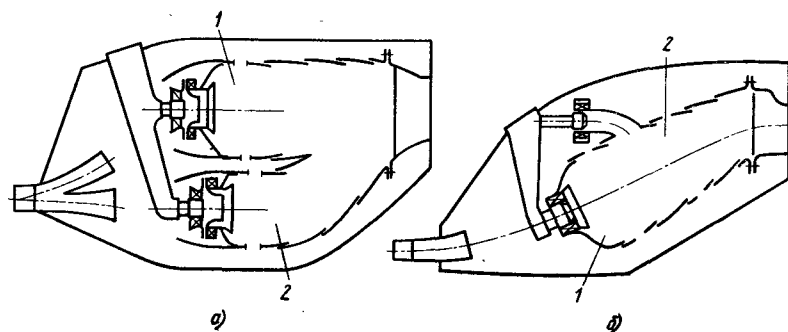


Рис. 5.21. Двухъярусная (а) и двухзонная (б) камеры сгорания:
1 — зона малого газа; 2 — основная зона горения

противоположных мероприятий. Поэтому рациональная конструкция камеры сгорания должна представлять собой некоторый «компромисс» между требованиями, вытекающими из задачи уменьшения эмиссии этих двух групп загрязняющих компонентов. Проведенные исследования показали, что, по-видимому, уровень вредных выбросов, регламентируемый рассмотренными выше нормами, может быть обеспечен за счет совершенствования рабочего процесса первичной зоны и рационального выбора объема жаровой трубы камеры сгорания. Однако для дальнейшего снижения эмиссии вредных веществ необходима разработка камер сгорания более сложной конструкции с увеличением числа зон горения, каждая из которых оптимизируется на определенный режим работы, или регулируемых камер сгорания. В качестве примера рассмотрим двухъярусную и двухзонную камеры сгорания (рис. 5.21).

В двухъярусной камере сгорания (см. рис. 5.21, а) ярус (1) настроен, главным образом, на работу на малом газе и на пусковых режимах (зона малого газа). Этот ярус характеризуется сравнительно низкими значениями средней скорости течения, следовательно, время пребывания смеси t здесь повышено. Это обеспечивает высокие значения η_r и низкий выход СО и СН на режимах малого газа. Ярус (2) работает на основных режимах (основная зона горения) и характеризуется повышенными значениями скоростей течения и коэффициента избытка воздуха. Это приводит к уменьшению выхода окислов азота.

Двухзонная камера сгорания (см. рис. 5.21, б) имеет зону малого газа 1 и расположенную вслед за ней основную зону горения 2, куда топливо подается лишь на основных режимах работы. Благодаря тому, что в зоне 2 скорости течения повышены и смесь обеднена, достигается снижение образования NO_x .

ГЛАВА 6. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД

Выходные устройства силовых установок с ВРД предназначены для преобразования тепловой и потенциальной энергии газов в кинетическую энергию вытекающей струи с учетом структуры потока на входе, компоновки двигателя на летательном аппарате и назначения последнего. В выходном устройстве в результате падения давления скорость рабочего тела увеличивается. В зависимости от скорости в выходном сечении выходные устройства делятся на до- и сверхзвуковые.

В настоящее время выходное устройство — это сложный элемент силовой установки, существенно отличающийся от простых сопел первых реактивных силовых установок. Поскольку реактивная тяга P воздушно-реактивной силовой установки по внутренним параметрам (при полном расширении газа в выходном устройстве $p_c = p_n$) определяется как разность количества движения в выходном и входном сечениях, то P всегда меньше тяги выходного устройства P_c . При этом каждому проценту потерь тяги в выходном устройстве соответствуют несколько процентов потерь в тяге силовой установки.

6.1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

Величина расчетного отношения давлений на сопле определяется соотношением

$$\pi_{c, \text{расч}} = p_{\Phi}^* / p_c, \quad (6.1)$$

где p_{Φ}^* — давление торможения во входном сечении сопла; p_c — статическое давление в выходном сечении сопла.

Для сужающегося сопла значение расчетной скорости в выходном сечении принимается равным скорости звука $\lambda_{\text{расч}} = 1$; в соответствии с этим величина $\pi_{c, \text{расч}} = 1,85$ (для $k = 1,33$). Для сверхзвуковых сопел значение расчетной скорости в выходном сечении больше скорости звука и для идеального сопла однозначно определяется отношением площади критического сечения к выходному

$$q(\lambda_{c, \text{расч}}) = F_{\text{кр}} / F_c = f(\lambda_{c, \text{расч}}; k). \quad (6.2)$$

Для таких выходных устройств значения $\pi_{c, \text{расч}} > 1,85$ и может определяться по соотношению

$$\pi_{c, \text{расч}} = 1 / \pi(\lambda_{c, \text{расч}}). \quad (6.2a)$$

Значение π_c , при котором на срезе сужающегося сопла достигается скорость, равная скорости звука, называется расчетным (для сужающегося сопла это отношение равно критическому):

$$\pi_{c, \text{кр}} = \pi_{c, \text{расч}}(\text{суж}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (6.3)$$

Величины, определяющие режим работы выходного устройства, и коэффициенты, характеризующие его эффективность

Работа выходного устройства в системе двигателя определяется значением располагаемого отношения давлений:

$$\pi_{с.р} = p_{ф}^*/p_n. \quad (6.4)$$

Режим работы выходного устройства определяется соотношением располагаемого и расчетного отношений давлений $\pi_{с.р}$ и $\pi_{с.расч}$. Если $\pi_{с.р} = \pi_{с.расч}$, то имеем расчетный режим работы выходного устройства, если же $\pi_{с.р} \neq \pi_{с.расч}$, то имеем нерасчетный режим работы выходного устройства.

Дозвуковое (сужающееся) сопло может работать на двух режимах: с полным расширением и недорасширением. На режиме с полным расширением давление газа на срезе равно давлению в окружающей среде $p_c = p_n$, а скорость меньше скорости звука. Границей между первым и вторым режимами является расчетный режим работы, для которого $p_c = p_n$, а скорость равна скорости звука. На режиме с недорасширением ($\pi_{с.р} > \pi_{с.расч}$) давление на срезе больше давления в окружающей среде $p_c > p_n$, а скорость истечения равна скорости звука.

Наиболее характерным сверхзвуковым выходным устройством является сопло Лаваля. Для сверхзвукового выходного устройства такого типа возможны три режима работы: с перерасширением, расчетный режим и режим с недорасширением.

Режим работы с перерасширением имеет место при $\pi_{с.р} < \pi_{с.расч}$ ($p_c < p_n$). Для этого режима возможны случаи, при которых скорость на срезе равна или меньше расчетной. В большинстве практических случаев интерес представляет работа сверхзвукового выходного устройства на режиме перерасширения со сверхзвуковой скоростью на срезе. Режимы течения с дозвуковой или смешанной скоростью в выходном сечении встречаются в некоторых специальных случаях работы силовых установок (при $\pi_{с.р} = \pi_{с.отр} \ll \pi_{с.расч}$).

На рис. 6.1 приведены значения $\pi_{с.отр}$ для $k = 1,4$ в зависимости от $\pi_{с.расч}$, полученные расчетом.

Зависимостью, приведенной на рис. 6.1, можно пользоваться для приближенного определения значения $\pi_{с.р}$, выше которого выходное устройство типа сопла Лаваля может работать с расчетной сверхзвуковой скоростью в выходном сечении.

Границей между режимом с перерасширением и недорасширением является расчетный режим, для которого $\pi_{с.р} = \pi_{с.расч}$; $p_c = p_n$. На режиме с недорасширением $\pi_{с.р} > \pi_{с.расч}$ и $p_c > p_n$; значение же скорости равно расчетному. Величина тяги любого выходного устройства на расчетном режиме определяется выражением

$$P_c = G_r c_{с.расч}. \quad (6.5)$$

где G_r — действительный массовый расход рабочего тела через сопло; $c_{с.расч} = \lambda_{с.расч} a_{кр}$ — скорость на срезе сопла.

Величина тяги сопла на нерасчетных режимах (для всех $\pi_{с.р}$) определяется выражением

$$P_c = G_r c_{с.расч} + F_c (p_c - p_n), \quad (6.6)$$

где F_c — площадь выходного сечения сопла.

При расчете проходных сечений выходного устройства необходимо знать коэффициент расхода рабочего тела через сечение, который представляет собой отношение действительного расхода рабочего тела G_r , протекающего через выходное устройство, к идеальному расходу $G_{ид}$:

$$\mu = G_r / G_{ид}. \quad (6.7)$$

Значение идеального расхода $G_{ид}$ через выходное устройство вычисляется по соотношению

$$G_{ид} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \left(\frac{k}{R} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{p_{ф}^*}{\sqrt{T_{ф}^*}} F_{кр} q(\lambda_{кр}). \quad (6.8)$$

Для проточной части дозвукового сопла, форма которого образована цилиндрической поверхностью, переходящей в коническую (рис. 6.2), значение μ зависит от соотношения площадей цилиндра и минимального сечения и от длины (или угла наклона) конической части. Зависимость μ от $\pi_{с.р}$ характеризуется тем, что постоянное значение его достигается не при критическом отношении давления $\pi_{с.кр}$, а при несколько большем значении $\pi_{с.р} = \pi_{с.стаб}$. Эта особенность характерна для всех сужающихся насадков, причем она проявляется более четко для формы проточной части с резкими переходами в районе минимального сечения, особенно при наличии острых кромок. Возрастание μ при $\pi_{с.р} > 1,85$ в таких случаях объясняется перестройкой поля скоростей в выходном сечении, требующей избыточного давления.

Значение μ зависит от числа Рейнольдса. Изменение $\pi_{с.р}$ в результате изменения p_n не приводит к изменению числа Рейнольдса по параметрам рабочего тела. В случае же изменения $\pi_{с.р}$ за счет параметров на входе в выходное устройство изменяется и число Рейнольдса: с ростом $p_{ф}^*$ наблюдается некоторый рост μ .

Тяговую эффективность выходных устройств можно оценивать коэффициентом скорости φ_c , коэффициентом тяги \bar{P}_c и относительным импульсом \bar{J}_c .

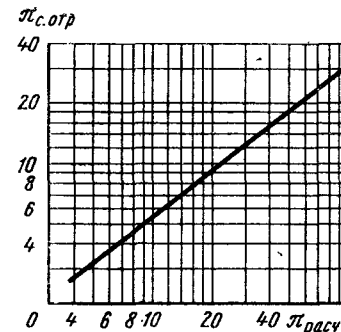


Рис. 6.1. Зависимость $\pi_{с.отр}$ от расчетного отношения давлений $\pi_{с.расч}$, $k = 1,4$

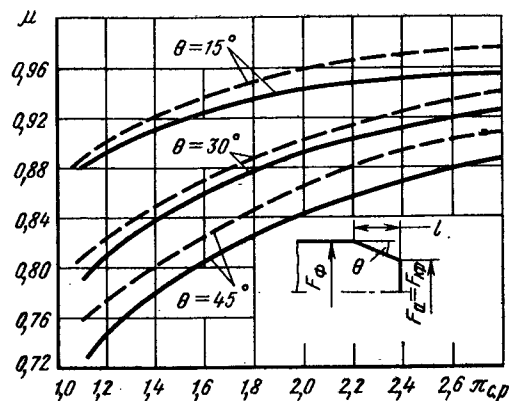


Рис. 6.2. Геометрия дозвукового конического сопла и ее влияние на коэффициент μ :

— 0,6; — — — 0,3 при $\bar{F} = F_{кр}/F_{ф}$

Коэффициент скорости выходного устройства есть отношение действительной скорости на срезе к некоторой характерной скорости:

$$\varphi_c = c_{с.д}/c_{хар}. \quad (6.9)$$

Значение действительной скорости на срезе выходного устройства $c_{с.д}$ может быть определено различными путями: рассчитано для случая течения идеальной жидкости с последующим внесением поправок, вычислено по измеренному полю скоростей, определено по измеренной тяге или по распределению давления по стенкам. Значения скорости в выходном сечении, полученные различными способами, отличаются друг от друга; наиболее достоверные значения скорости дают испытания с измерением тяги.

За характерную скорость чаще всего принимают расчетную скорость на срезе выходного устройства $c_{с.расч}$ либо идеальную $c_{с.ид}$. В соответствии с выбранной характерной скоростью различают два коэффициента скорости

$$\begin{aligned} \varphi_c &= c_{с.д}/c_{с.расч} = \lambda_{с.д}/\lambda_{с.расч} \\ \varphi'_c &= c_{с.д}/c_{с.ид} = \lambda_{с.д}/\lambda_{с.ид}. \end{aligned} \quad (6.10)$$

Поскольку наиболее достоверные данные получают по измерениям тяги, то можно оценивать эффективность выходных устройств, относя измеренную тягу $P_{с.д}$ к идеальной $P_{с.ид}$. Отношение действительной тяги к идеальной носит название коэффициента тяги по внутренним параметрам

$$\bar{P}_c = P_{с.д}/P_{с.ид}. \quad (6.11)$$

Значение идеальной тяги может быть вычислено, если известно $\pi_{с.р}$ и массовый расход рабочего тела G_2 , по соотношению

$$P_{с.ид} = G_2 c_{с.ид}. \quad (6.12)$$

где $c_{с.ид}$ — значение идеальной скорости, определяемой по величине $\pi_{с.р}$ и параметрам на входе в выходное устройство.

Сумма первых двух членов в (6.6) представляет собой полный импульс, однозначно определяемый газодинамическими функциями и параметрами во входном сечении следующим образом:

$$J_{с.д} = G_2 c_{с.д} + F_c p_c = f(\lambda_{с.д}) F_c p_c^* = p_c F_c / r(\lambda_{с.д}), \quad (6.13)$$

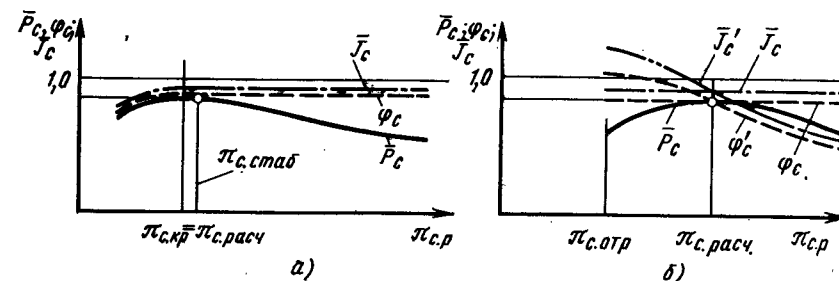


Рис. 6.3. Изменение различных коэффициентов, характеризующих тяговую эффективность дозвуковых (а) и сверхзвуковых (б) сопел

где $f(\lambda_{с.д})$ и $r(\lambda_{с.д})$ — соответствующие газодинамические функции. Поскольку последний член в (6.6), равный $F_c p_n$, не зависит от режима работы выходного устройства, то его можно исключить из рассмотрения и оценивать эффективность работы выходного устройства посредством относительного импульса, равного отношению полного импульса выходного устройства $J_{с.д}$ к характерному импульсу $J_{хар}$,

$$\bar{J}_c = J_{с.д}/J_{хар}. \quad (6.14)$$

В качестве характерного импульса можно принять либо полный импульс на расчетном режиме $J_{с.расч}$, либо идеальный импульс $J_{с.ид}$, в соответствии с чем будем иметь два относительных импульса

$$\bar{J}_c = J_{с.д}/J_{с.расч}; \quad \bar{J}'_c = J_{с.д}/J_{с.ид}.$$

Величины $J_{с.расч}$ и $J_{с.ид}$ могут быть вычислены по известным значениям $p_{ф}^*$, $T_{ф}^*$, $\pi_{с.р}$ и $\pi_{с.расч}$. На рис. 6.3 приведены зависимости, характеризующие тяговую эффективность выходного устройства в функции $\pi_{с.р}$ при фиксированном значении $\pi_{с.расч}$. Для сужающегося сопла при $\pi_{с.р} > 1,3 \dots 1,4$ и до $\pi_{с.стаб}$ коэффициент скорости монотонно возрастает. При $\pi_{с.р} > \pi_{с.стаб}$ значение φ_c остается постоянным (рис. 6.3, а).

Для сверхзвукового выходного устройства типа сопла Лавала на рис. 6.3, б показаны изменения коэффициентов, характеризующих его тяговую эффективность на режимах работы со сверхзвуковой скоростью в выходном сечении.

Внешний поток взаимодействует со струей рабочего тела, вытекающей из выходного устройства, в результате чего тяга, определенная по внутренним параметрам, уже не равна силе, движущей летательный аппарат. В таком случае движущей силой будет эффективная тяга силовой установки. Как уже отмечалось, учесть характер взаимодействия струи рабочего тела и внешнего потока можно, используя коэффициент внешнего сопротивления кормовой части силовой установки

$$c_{X\text{ кор}} = 2X_{\text{кор}}/(\rho_n V_n^2 F_{\text{mid}}),$$

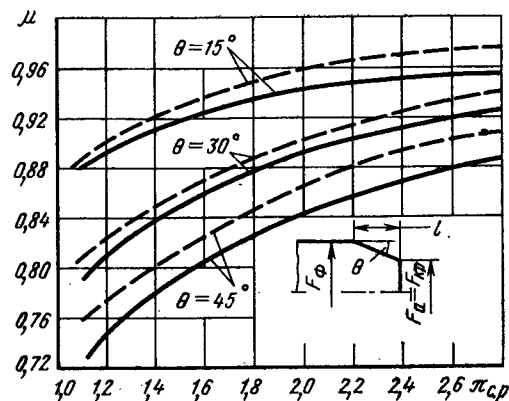


Рис. 6.2. Геометрия дозвукового конического сопла и ее влияние на коэффициент μ :
 — 0,6; — — — 0,3 при $\bar{F} = F_{кр}/F_{ф}$

Коэффициент скорости выходного устройства есть отношение действительной скорости на срезе к некоторой характерной скорости:

$$\varphi_c = c_{с.д}/c_{хар}. \quad (6.9)$$

Значение действительной скорости на срезе выходного устройства $c_{с.д}$ может быть определено различными путями: рассчитано для случая течения идеальной жидкости с последующим внесением поправок, вычислено по измеренному полю скоростей, определено по измеренной тяге или по распределению давления по стенкам. Значения скорости в выходном сечении, полученные различными способами, отличаются друг от друга; наиболее достоверные значения скорости дают испытания с измерением тяги.

За характерную скорость чаще всего принимают расчетную скорость на срезе выходного устройства $c_{с.расч}$ либо идеальную $c_{с.ид}$. В соответствии с выбранной характерной скоростью различают два коэффициента скорости

$$\begin{aligned} \varphi_c &= c_{с.д}/c_{с.расч} = \lambda_{с.д}/\lambda_{с.расч} \\ \varphi'_c &= c_{с.д}/c_{с.ид} = \lambda_{с.д}/\lambda_{с.ид}. \end{aligned} \quad (6.10)$$

Поскольку наиболее достоверные данные получают по измерениям тяги, то можно оценивать эффективность выходных устройств, относя измеренную тягу $P_{с.д}$ к идеальной $P_{с.ид}$. Отношение действительной тяги к идеальной носит название коэффициента тяги по внутренним параметрам

$$\bar{P}_c = P_{с.д}/P_{с.ид}. \quad (6.11)$$

Значение идеальной тяги может быть вычислено, если известно $\pi_{с.р}$ и массовый расход рабочего тела G_r , по соотношению

$$P_{с.ид} = G_r c_{с.ид}. \quad (6.12)$$

где $c_{с.ид}$ — значение идеальной скорости, определяемой по величине $\pi_{с.р}$ и параметрам на входе в выходное устройство.

Сумма первых двух членов в (6.6) представляет собой полный импульс, однозначно определяемый газодинамическими функциями и параметрами во входном сечении следующим образом:

$$J_{с.д} = G_r c_{с.д} + F_c p_c = f(\lambda_{с.д}) F_c p_c^* = p_c F_c / r(\lambda_{с.д}), \quad (6.13)$$

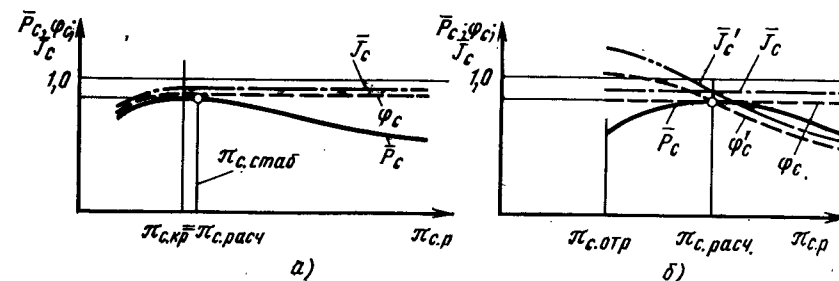


Рис. 6.3. Изменение различных коэффициентов, характеризующих тяговую эффективность дозвуковых (а) и сверхзвуковых (б) сопел

где $f(\lambda_{с.д})$ и $r(\lambda_{с.д})$ — соответствующие газодинамические функции. Поскольку последний член в (6.6), равный $F_c p_n$, не зависит от режима работы выходного устройства, то его можно исключить из рассмотрения и оценивать эффективность работы выходного устройства посредством относительного импульса, равного отношению полного импульса выходного устройства $J_{с.д}$ к характерному импульсу $J_{хар}$,

$$\bar{J}_c = J_{с.д}/J_{хар}. \quad (6.14)$$

В качестве характерного импульса можно принять либо полный импульс на расчетном режиме $J_{с.расч}$, либо идеальный импульс $J_{с.ид}$, в соответствии с чем будем иметь два относительных импульса

$$\bar{J}_c = J_{с.д}/J_{с.расч}; \quad \bar{J}'_c = J_{с.д}/J_{с.ид}.$$

Величины $J_{с.расч}$ и $J_{с.ид}$ могут быть вычислены по известным значениям $p_{ф}^*$, $T_{ф}^*$, $\pi_{с.р}$ и $\pi_{с.расч}$. На рис. 6.3 приведены зависимости, характеризующие тяговую эффективность выходного устройства в функции $\pi_{с.р}$ при фиксированном значении $\pi_{с.расч}$. Для сужающегося сопла при $\pi_{с.р} > 1,3 \dots 1,4$ и до $\pi_{с.стаб}$ коэффициент скорости монотонно возрастает. При $\pi_{с.р} > \pi_{с.стаб}$ значение φ_c остается постоянным (рис. 6.3, а).

Для сверхзвукового выходного устройства типа сопла Лавала на рис. 6.3, б показаны изменения коэффициентов, характеризующих его тяговую эффективность на режимах работы со сверхзвуковой скоростью в выходном сечении.

Внешний поток взаимодействует со струей рабочего тела, вытекающей из выходного устройства, в результате чего тяга, определенная по внутренним параметрам, уже не равна силе, движущей летательный аппарат. В таком случае движущей силой будет эффективная тяга силовой установки. Как уже отмечалось, учесть характер взаимодействия струи рабочего тела и внешнего потока можно, используя коэффициент внешнего сопротивления кормовой части силовой установки

$$c_{X\text{ кор}} = 2X_{\text{кор}}/(\rho_n V_n^2 F_{\text{mid}}),$$

где сопротивление кормовой части $X_{кор}$ состоит из сопротивления давления X_p и сопротивления трения $X_{тр}$. Обе эти составляющие должны быть определены с учетом взаимодействия струи рабочего тела с наружным потоком. Зная значение коэффициента внешнего сопротивления c_x и тягу, определенную по внутренним параметрам, можно, найдя силу внешнего сопротивления $X_{кор}$, определить эффективную тягу выходного устройства:

$$P_{с.эф} = P_{с.д} - X_{кор}. \quad (6.15)$$

Здесь $P_{с.д}$ — тяга выходного устройства, определенная по внутренним параметрам.

Рационально для оценки тяговой эффективности выходного устройства использовать измеренную тягу, которую характеризует коэффициент эффективной тяги, равный отношению измеренной эффективной тяги к идеальной:

$$\bar{P}_{с.эф} = P_{с.эф}/P_{с.ид} = (P_{с.д} - X_{кор})/P_{с.ид}. \quad (6.16)$$

Величина $P_{с.эф}$ определяется с учетом взаимодействия струи рабочего тела с внешним потоком по результатам модельных исследований или по натурным испытаниям (специальные виды испытаний); значение же идеальной тяги вычисляется так же, как и при оценке тяговой эффективности выходного устройства в условиях старта [по соотношению (6.12)].

Особенности обтекания внешним потоком кормовой части силовой установки

Рабочее тело, покидающее выходное устройство, взаимодействует с окружающей средой и расположенными рядом элементами летательного аппарата. Характер взаимодействия определяется формой внешних обводов кормовой части силовой установки, зависящей от размещения ее на летательном аппарате, и формой струи газов, покидающей выходное устройство.

На рис. 6.4 показано распределение коэффициента давления по наружной поверхности цилиндрических тел с оживальной кормовой частью. Чем плавнее обводы внешней поверхности, тем меньше сопротивление давления X_p , но сопротивление трения $X_{тр}$ при этом несколько возрастает.

Форма струи газов, покидающих выходное устройство, зависит от геометрии выходного устройства и режима его работы. Взаимодействие струи газов с окружающей средой существенно зависит от скорости полета. На старте ($M_n = 0$) и при числах $M_n < 0,7$ при рабочих значениях $\pi_{с.р}$ струя газов практически не влияет на распределение давления по внешней поверхности силовой установки; при дальнейшем увеличении скорости внешнего потока (что связано с ростом значений $\pi_{с.р}$) струя оказывает воздействие на распределение

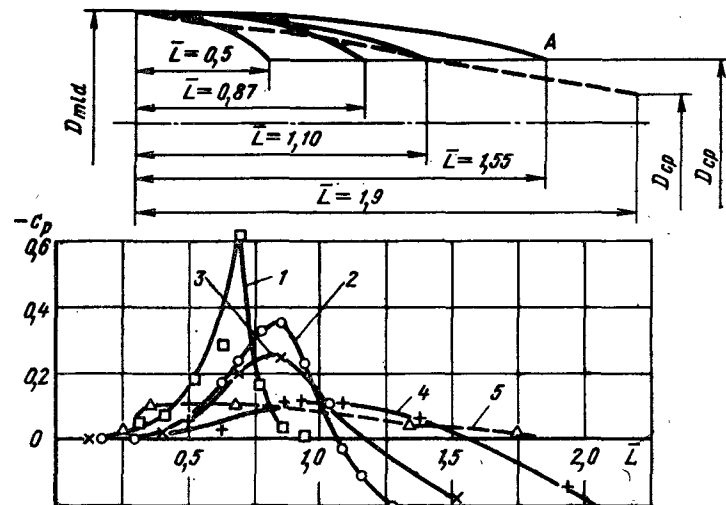


Рис. 6.4. Изменение коэффициента давления вдоль образующей тел вращения обтекаемых потоком с различной скоростью $F_{ср} = (D_{ср}/D_{mld})^2$; $\bar{L} = L/D_{mld}$; $c_p = 2(p - p_n)/\rho_n V_n^2$:

Кривая	M_n	$\bar{F}_{ср}$	\bar{L}
1	0,9	0,26	0,5
2	0,9	0,26	0,87
3	0,39	0,26	1,1
4	0,39	0,26	1,55
5	2,	0,16	1,9

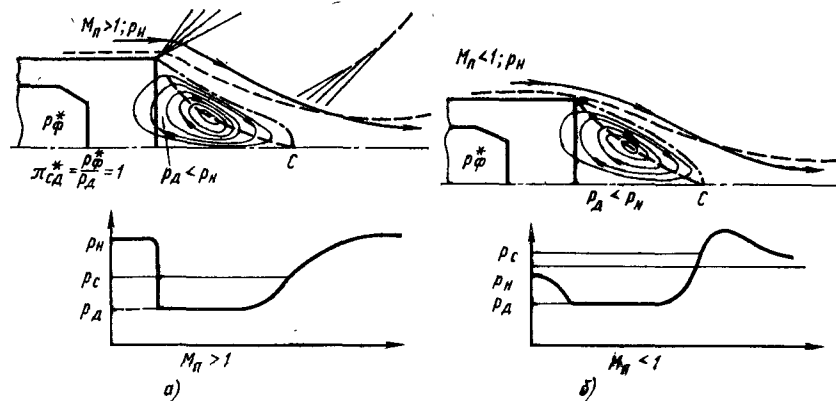


Рис. 6.5. Схема обтекания кормового среза сверхзвуковым (а) и дозвуковым (б) потоками

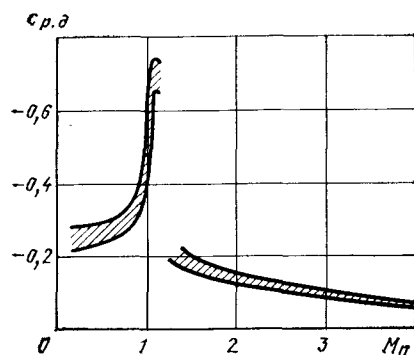


Рис. 6.6. Значения коэффициента донного давления в зависимости от числа $M_{п}$ для осесимметричных тел $c_{p, д} = 2(p_{д} - p_{и})/(\rho V_{п}^2)$

давления по внешней поверхности кормы. При $M_{п} \approx 0,8$ и малой длине профилированной части возможно возникновение на внешней поверхности отрыва потока, являющегося источником значительного сопротивления кормовой части. Увеличение длины профилированной

части кормы способствует более плавному обтеканию ее и, следовательно, уменьшению ее внешнего сопротивления. При $M_{п} \approx 0,9$ на внешней поверхности кормовой части возможно возникновение сверхзвуковых зон. Это обстоятельство еще больше увеличивает сопротивление кормы. При сверхзвуковых скоростях внешнего потока качественно меняется характер обтекания кормовой части. В этом случае в области изменения кривизны контура реализуется течение Прандтля—Майера с последующим торможением; причем на всей поверхности кормовой части давление ниже давления в окружающей среде (при данном значении $F_{с. р.}$).

Обтекание кормового среза силовой установки сопровождается расширением газа с последующим торможением; при этом наблюдается сложное течение за срезом, за которым давление $p_{д}$ (донное давление), как правило, меньше давления в невозмущенном потоке (рис. 6.5), что приводит к образованию так называемого донного сопротивления. Течение в донной области определяется многими факторами и рассматривается в специальной литературе.

На рис. 6.6 приведены значения коэффициента донного давления

$$c_{p, д} = 2(p_{д} - p_{и})/(\rho V_{п}^2)$$

в зависимости от числа $M_{п}$, построенные и по расчетным данным, и по результатам экспериментального исследования при турбулентном пограничном слое и прямолинейной образующей цилиндрической кормовой части.

Наличие струи газов, истекающих из соплового насадка, существенно изменяет донное давление и ее влияние будет рассмотрено ниже.

6.2. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ И НЕБОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Дозвуковые выходные устройства современных воздушно-реактивных силовых установок представляют собой канал, заканчивающийся сужающимся нерегулируемым или регулиру-

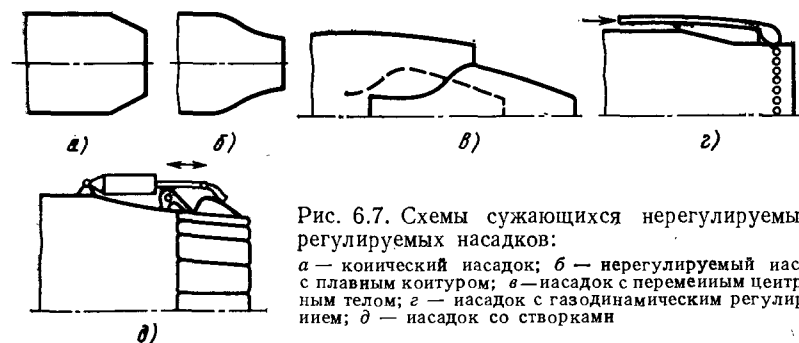


Рис. 6.7. Схемы сужающихся нерегулируемых и регулируемых насадков:

а — конический насадок; б — нерегулируемый насадок с плавным контуром; в — насадок с переменным центральным телом; г — насадок с газодинамическим регулированием; д — насадок со створками

емым насадком. Нерегулируемый насадок (рис. 6.7) применяется на силовых установках с высоконапорным компрессором и при отсутствии форсажной камеры.

При наличии форсажной камеры необходимо регулировать выходное сечение сужающегося насадка в широких пределах. В качестве регулируемого сужающегося насадка применяются устройство, образованное створками, укрепленными на шарнирах и управляемыми гидравлической системой (см. рис. 6.7, д). Использование регулируемого насадка с передвижным центральным телом (см. рис. 6.7, в) на ВРД с форсажной камерой затруднительно из-за необходимости охлаждения центрального тела.

Форма соплового насадка дозвуковых выходных устройств

При использовании нерегулируемого соплового насадка (с целью достижения наиболее равномерного по выходному сечению поля скорости) необходимо выполнить его стенки по криволинейному контуру (см. рис. 6.7, б), причем градиент изменения поперечного сечения вблизи среза должен уменьшаться, достигая нуля в выходном сечении. Наилучшие результаты (по равномерности поля скорости) получаются при выполнении контура по формуле Витошинского. На практике, однако, часто в качестве нерегулируемого выходного устройства используют конический насадок (см. рис. 6.7, а).

В сужающемся сопле с прямолинейными образующими поле скорости в выходном сечении является неравномерным из-за двумерного характера течения газа в подобном насадке. В связи с этим при значениях $1 < \pi_{с. р.} < \pi_{с. расч}$ геометрия струи за срезом дозвукового сопла имеет плавно сужающуюся форму (рис. 6.8, а), причем степень сужения струи (отношение $F_{стр}/F_{с. р.}$) зависит от значения $\pi_{с. р.}$ и геометрии сопла. При повышении $\pi_{с. р.}$ у стенок сопла скорость достигает скорости звука (при этом на оси сопла скорость дозвуковая — в силу двумерного характера движения газа) и характер движений периферийных струек уже

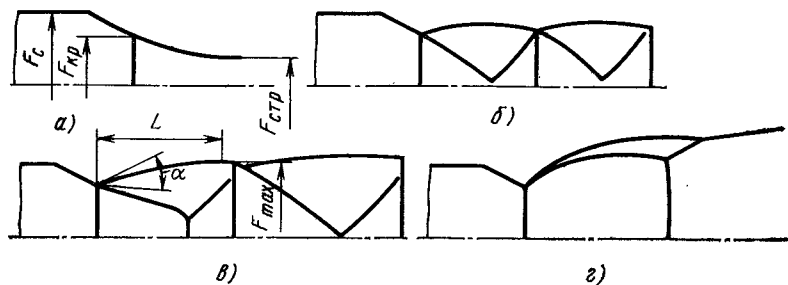


Рис. 6.8. Конфигурация струи за срезом сужающегося сопла при различных значениях $\pi_{с.р}$:

а — $\pi_{с.р} < \pi_{с.кр}$; б — $\pi_{с.р} > \pi_{с.кр} < 4$; в — $4 < \pi_{с.р} < 6$; г — $\pi_{с.р} > 6$

подчиняется закономерностям течения Прандтля—Майера. При величине $\pi_{с.р} > \pi_{с.расч}$ геометрия струи имеет характерную периодическую «бочкообразную» структуру (см. рис. 6.8, б) с зонами расширения и торможения, заканчивающимися скачком уплотнения. При дальнейшем повышении $\pi_{с.р}$ интенсивность разгона и торможения возрастают (см. рис. 6.8, в), что приводит к значительным потерям полного давления в скачках уплотнения. При величинах $\pi_{с.р} > 5 \dots 6$ потери полного давления в первом скачке уплотнения настолько велики, что за ним уже поток не может ускоряться до сверхзвуковых скоростей, в силу чего невозможно существование периодической структуры (см. рис. 6.8, г). Рассмотренная картина течения справедлива при истечении газа в неподвижную среду.

Наличие движущейся среды оказывает существенное влияние на структуру струи, однако значение L при этом изменяется незначительно.

Некоторые возможные схемы компоновки дозвуковых выходных устройств

На современных летательных аппаратах возможны различные схемы выходных устройств. Наиболее распространенные схемы приведены на рис. 6.9. Схема компоновки со срезом сопла, вынесенным за пределы гондолы или фюзеляжа (см. рис. 6.9, а), рекомендуется: для летательных аппаратов с небольшой сверхзвуковой скоростью полета $M_n < 1,6$ и при системе привода створок, имеющей небольшую строительную высоту. Если система привода имеет значительную строительную высоту, то более целесообразной можно считать схему, изображенную на рис. 6.9, б. Эта схема предназначена для сверхзвуковых летательных аппаратов (при $M_n > 1,6$) благодаря более эффективному использованию энергии вытекающей струи. В пространстве между наружными поверхностями силовой установки и элементами конструкции летательного аппарата протекает охлаждающий воздух.

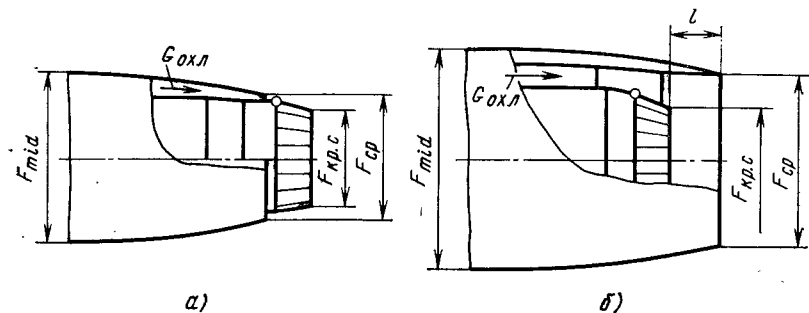


Рис. 6.9. Выходные устройства летательных аппаратов с дозвуковыми соплами: а — схема с соплом, вынесенным за срез кормы; б — схема с утопленным соплом

Количество воздуха, необходимое для охлаждения форсажной камеры, соплового насадка и двигательного отсека, составляет несколько процентов (2 ... 5) по отношению к расходу газа через сопловой насадок. Вторичный поток, образованный охлаждающим воздухом, оказывает влияние на работу выходного устройства, изменяя величину донного давления в скачках уплотнения, а, следовательно, и эффективную тягу.

Работа дозвуковых выходных устройств в условиях старта

Работа дозвуковых выходных устройств в условиях старта ($M_n = 0$) определяется их схемой и величиной отношения давлений $\pi_{с.р}$. Тяговые характеристики выходных устройств с вынесенным за срез гондолы сужающимся насадком (см. рис. 6.9, а; пунктир) и изолированным сужающимся насадком (сплошная линия) практически не отличаются друг от друга (рис. 6.10). Для выходного устройства с заглубленным относительно среза гондолы насадком (см. рис. 6.9, б) тяговая характеристика отличается от тяговой характеристики изолированного насадка. Действительно, при фиксированном отношении площади критического сечения $F_{кр}$ к площади среза кормовой части $F_{с.р}$ с увеличением отношения $\pi_{с.р}$ струя газов расширяется внутри выходного устройства. На участке, расположенном внутри выходного устройства, струя эжектирует газ из двигательного от-

Рис. 6.10. Тяговые характеристики сужающегося сопла и дозвуковых выходных устройств в условиях старта:

— характеристика изолированного сопла; — — — характеристика устройства с вынесенным сужающимся соплом (см. рис. 6.9, а); — · — характеристика устройства с утопленным соплом (см. рис. 6.9, б)



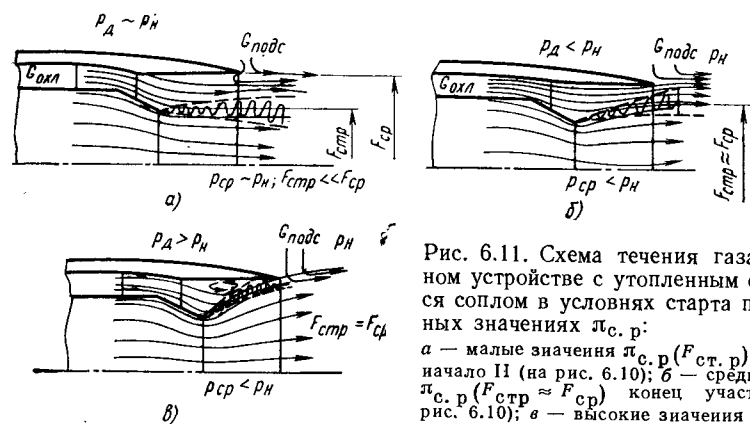


Рис. 6.11. Схема течения газа в выходном устройстве с уплотненным сужающимся соплом в условиях старта при различных значениях $\pi_{с.р}$: а — малые значения $\pi_{с.р}$ ($F_{стр.р}$ участок I и начало II (на рис. 6.10); б — среднее значение $\pi_{с.р}$ ($F_{стр.р} \approx F_{ср}$) конец участка II (на рис. 6.10); в — высокие значения $\pi_{с.р}$ (образование рециркуляционной зоны, участок III на рис. 6.10)

сека. Часто этого количества оказывается недостаточно для питания пограничного слоя струи, и в пространстве между силовой установкой и кормовой частью создается разрежение, которое, с одной стороны, улучшает работу системы охлаждения, с другой — ухудшает тяговые характеристики выходной системы (из-за понижения давления на срезе кормовой части). При небольших значениях $\pi_{с.р}$, когда площадь сечения струи $F_{стр}$ на срезе кормовой части незначительно превосходит площадь критического сечения насадка (рис. 6.11, а), разрежение в выходном сечении мало, а следовательно малы и дополнительные потери тяги (по сравнению с изолированным насадком).

При увеличении значения $\pi_{с.р}$ растет размер струи (см. рис. 6.11, б) и уменьшается проходное сечение для подсоса из окружающей среды. При росте $\pi_{с.р}$ разрежение внутри выходной системы увеличивается, что приводит к дополнительным потерям тяги из-за перерасширения струи внутри кормовой части. При некотором значении $\pi_{с.р}$ течение внутри выходной системы становится автомодельным (см. рис. 6.11, в). Это обстоятельство приводит к замедлению падения тяги, но ухудшает работу системы охлаждения силовой установки. Тяговая характеристика подобной выходной системы имеет вид, изображенный штрих-пунктирной линией на рис. 6.10.

Работа дозвуковых выходных устройств в условиях полета

В условиях полета происходит взаимодействие струи газов, истекающих из выходного устройства, с внешним потоком, обтекающим кормовую часть. Характер этого взаимодействия определяется особенностью обтекания кормовой части, геометрией соплового насадка и режимом работы выходного устройства (значениями $\bar{F}_{с.р}$, \bar{l} и $\pi_{с.р}$).

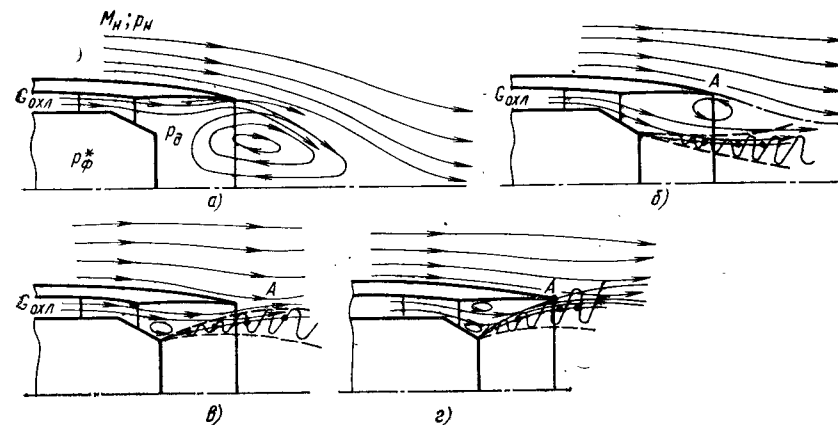


Рис. 6.12. Схема обтекания кормовой части силовой установки с дозвуковым выходным устройством при $M_n < 1$:

а — поток через сопло отсутствует $\rho_d < \rho_n$; $\pi_{с.р} = \rho_{ф}^*/\rho_n < 1$, $\pi_d = \rho_{ф}^*/\rho_d = 1$; б — малые значения $\pi_{с.р}$: $\pi_d > 1$, а $\pi_{с.р}$ может быть и < 1 , $\rho_d < \rho_n$; в — $\pi_d > 1,85$, $\pi_{с.р}$ может быть и $< 1,85$; г — $\pi_{с.р} > \pi_d > 1,85$; $\rho_d > \rho_n$

При отсутствии струи (рис. 6.12, а) распределение давлений по внешней поверхности кормовой части и ее внешнее сопротивление определяются условиями внешнего обтекания и геометрией кормы; тяга, рассчитанная по внутренним параметрам, при этом равна нулю (отсутствует поток массы через сопловой насадок). Повышение $\pi_{с.р}$ при дозвуковом внешнем потоке приводит к монотонному увеличению донного давления: донное сопротивление уменьшается, а тяга, рассчитанная по внутренним параметрам (см. рис. 6.12, б), растет.

В связи с тем, что газ из сужающегося насадка истекает в среду с давлением ρ_d , меньшим, чем в окружающей среде, значение $\pi_{с.р} = \rho_{ф}^*/\rho_n$, при котором в минимальном сечении возникает критическая скорость, будет меньше определяемого соотношением (6.3), а статический член в выражении тяги по внутренним параметрам [соотношение (6.6)] — отрицательным. Дальнейшее повышение $\pi_{с.р}$ вызывает увеличение размера струи за срезом сужающегося насадка (см. рис. 6.12, в, г), что приводит к росту давления в донной области до значений, равных и даже больших, чем в невозмущенном потоке. В этих условиях возрастает величина тяги по внутренним параметрам и несколько уменьшается сопротивление кормовой части за счет небольшого изменения распределения давления по внешней поверхности кормы.

При сверхзвуковой скорости внешнего потока ($M_n > 1$) характер взаимодействия реактивной струи с потоком более сложный. Результаты экспериментального исследования модели с сужающимся соплом и цилиндрической кормой во внешнем потоке с числом $M_n = 2,0$ приводятся в первом издании учебника.

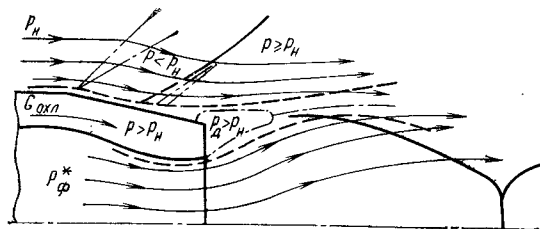


Рис. 6.13. Схема обтекания дозвукового выходного устройства с профилированной кормовой частью внешним сверхзвуковым потоком при значениях $\bar{p}_d > 1$

Если внешняя поверхность кормовой части выполнена в виде обратного конуса или профилированного сужающегося тела, то при работе выходного устройства на режимах с $\bar{p}_d < 1$ сопротивление давления внешней части не изменяется. При работе же на режимах с $\bar{p}_d > 1$, в силу образования течения торможения на внешней поверхности кормовой части выходного устройства, давление в зоне торможения и за скачком уплотнения станет больше давления перед зоной торможения (рис. 6.13). Подобное изменение в распределении давления приводит к уменьшению сопротивления давления внешней поверхности кормы. На некоторых режимах работы значение коэффициента внешнего сопротивления кормы c_x может стать даже отрицательной величиной.

Сравнение экспериментальных значений коэффициентов тяги двух схем выходных устройств (с заглубленным и выступающим за срез кормы срезом внутреннего сужающегося насадка — см. рис. 6.9) позволяет сделать вывод о том, что при малых сверхзвуковых скоростях полета ($M_n < 1,7$) рекомендуется применять схему с сужающимся соплом, расположенным у среза кормовой части; при больших скоростях полета предпочтительнее схема с заглубленным сужающимся соплом. В случаях, когда необходимо иметь малые потери эффективной тяги при скоростях полета, соответствующих числам $M_n < 1,5$, целесообразно иметь сужающийся насадок, расположенный за срезом кормы (см. рис. 6.9, а). Область чисел M_n , при которой еще целесообразно использовать схему с заглублением, ограничивается значениями M_n от 0 до $\approx 1,7$. Верхнее значение числа M_n зависит в основном от отношения площади среза кормовой части к площади критического сечения $\bar{F}_{ср} = F_{ср}/F_{кр}$. С ростом этого отношения возрастают потери как при больших числах M_n , так и в диапазоне чисел M_n от 1,1 до 1,5, т. е. на режимах разгона сверхзвуковых летательных аппаратов.

Характеристики дозвуковых выходных устройств

В настоящее время наиболее широко используются характеристики выхлопных систем, определенные по результатам испытания моделей во внешнем потоке. Результаты испытания представляются в виде зависимости коэффициента эффективной тяги конкретного выходного устройства фиксированной геометрии от

Рис. 6.14. Зависимость коэффициента эффективной тяги выходного устройства с вынесенным сужающимся соплом при различных M_n и $F_{кр}$:

M	$F_{кр \min}$	$F_{кр \max}$
1,9	\triangle	\blacktriangle
2,58	\circ	\bullet

Компоновка характеризуется следующими величинами: $F_{ср, p}/F_{млд} = 0,875$; $F_{кр \min}/F_{млд} = 0,285$; $F_{кр \max}/F_{млд} = 0,485$; $\bar{l} = l/D_{млд} = 0,272$; $\bar{l}_{np} = l_{np}/D_{млд} = 0,32$

отношения давлений, срабатываемых на нем, при фиксированном значении числа M_n :

$$\bar{P}_{с.эф} = f(\pi_{с, p}; M_n).$$

На рис. 6.14 приведены дроссельные характеристики выходного устройства с вынесенным за срез кормы сужающимся соплом при двух значениях чисел M_n и двух величинах площади критического сечения. Приведенные данные свидетельствуют о сильном влиянии относительной площади критического сечения сужающегося сопла на $\bar{P}_{с.эф}$.

Для приближенной оценки эффективности дозвукового выходного устройства применительно к фюзеляжной компоновке силовой установки на летательном аппарате (значение энерговооруженности на бесфорсажном режиме $F_{кр \min} \approx 0,3$) можно рекомендовать характеристику, приведенную на рис. 6.15. Здесь приведена зависимость потерь эффективной тяги ($1 - \bar{P}_{с.эф}$) выходного устройства с сужающимся насадком, вынесенным за срез кормы, от числа M_n . В условиях старта потери тяги составляют 2,5 % (на рис. 6.15 приведены потери тяги сопла с регулируемым критическим сечением). Для нерегулируемого сужающегося насадка потери тяги будут несколько меньше 2 % из-за отсутствия утечек газа. На скоростях полета, соответствующих числам $M_n \approx 1$, потери достигают 5 ... 7 %; при $M_n = 2,0$ потери составляют уже 12 ... 16 %. В условиях старта и при полете со скоростью звука потери эффективной тяги силовой установки практически равны потерям эффективной тяги сопла. При $M_n \approx 2$ потери эффективной тяги силовой установки уже превосходят потери эффективной тяги сопла в 1,9 ... 2,3 раза из-за влияния количества движения на входе

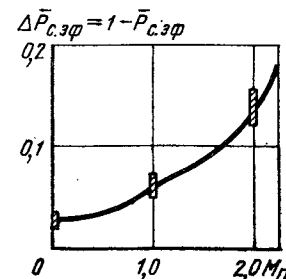
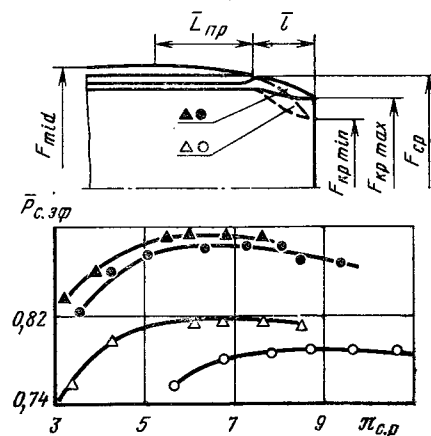


Рис. 6.15. Изменение потерь эффективной тяги выходного устройства с сужающимся соплом в зависимости от M_n



в двигатель. Таким образом, потери эффективной тяги летательного аппарата с выходным устройством с сужающимся соплом составят 22 ... 35 % от тяги силовой установки, которую она развивала бы в условиях старта при параметрах перед соплом, соответствующих условиям полета с числом $M_{\text{д}} = 2,0$.

Возможные пути улучшения тяговых характеристик дозвуковых выходных устройств

Чтобы уменьшить потери тяги в выходном устройстве с сужающимся насадком, необходимо уменьшать перерасширение газа во внутренней полости за срезом насадка и повышать донное давление. Из анализа работы дозвуковых выходных устройств двух схем (с вынесенным и утопленным сужающимся соплом) следует, что характеристика устройства с утопленным соплом (см. рис. 6.10) имеет три участка. На первом — характеристики системы и изолированного сопла совпадают, на втором — устройство обладает худшей, и на третьем — лучшей эффективностью. Как ухудшение эффективности устройства на втором участке, так и улучшение на третьем обусловлены заглублением сужающегося насадка относительно среза кормы. Таким образом, можно предложить схему выходного устройства с сужающимся насадком и переменным заглублением его среза относительно среза кормовой части (рис. 6.16, а). Такое регулирование позволяет получить лучшую тяговую характеристику в более широком диапазоне изменения чисел $M_{\text{д}}$ внешнего потока.

При анализе работы устройства с заглубленным сужающимся насадком отмечалось, что потери тяги на втором участке тяговой характеристики зависят от относительной площади среза $\bar{F}_{\text{ср}}$: чем больше значение $\bar{F}_{\text{ср}}$, тем меньше потери тяги. Следовательно, можно уменьшить потери тяги выходного устройства такого типа за счет уменьшения разрежения в пространстве между сужающимся соплом и кормовой частью, которое может быть достигнуто двумя путями: уменьшением относительной площади среза при использовании регулируемых створок (см. рис. 6.16, б) или увеличением расхода вторичного воздуха, подаваемого в пространство

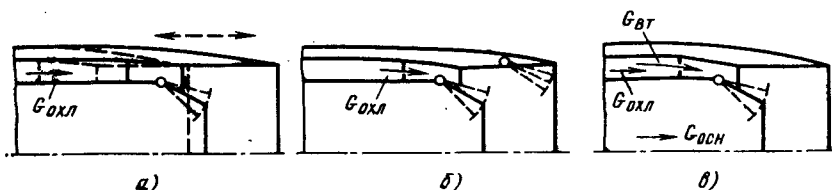


Рис. 6.16. Возможные схемы регулируемых дозвуковых выходных систем, обладающих улучшенными характеристиками в широком диапазоне изменения значений $\pi_{\text{с.р}}$:

$$G_{\text{охл}} = (0,02 - 0,03) G_{\text{осн}}; G_{\text{вх}} \gg G_{\text{охл}}$$

между соплом и кормовой частью (см. рис. 6.16, в). При этом необходимо иметь в виду, что, уменьшая значение $\bar{F}_{\text{ср}}$ посредством регулирования площади среза кормовой части, мы увеличиваем сопротивление давления кормовой части.

Хорошие результаты можно получить, комбинируя различные рассмотренные способы улучшения тяговых характеристик дозвуковых выходных устройств.

6.3. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Уменьшить потери тяги выходного устройства с сужающимся насадком можно, используя сверхзвуковые устройства. Существуют сверхзвуковые устройства с соплом Лавала, с разрывом сверхзвукового контура, эжекторные, с соплом, с центральным телом и др.

Наиболее характерным типом сверхзвуковых сопел является сопло Лавала.

Работа сопла Лавала на различных режимах

Сопло Лавала представляет собой сужающе-расширяющийся канал, на входе в который скорость потока дозвуковая, а значения давления p^* и температуры торможения T^* соответствуют значениям на выходе из форсажной камеры ВРД.

Режим работы сопла Лавала определяется значениями располагаемого $\pi_{\text{с.р}}$ и расчетного $\pi_{\text{с.расч}}$ отношений давлений. Распределение давлений вдоль оси сопла Лавала при работе на различных режимах приведено на рис. 6.17. В зависимости от соотношения между $\pi_{\text{с.р}}$ и $\pi_{\text{с.расч}}$ возможны следующие режимы работы сопла Лавала: с дозвуковыми скоростями по всему тракту сопла; течения со скачками внутри сопла; со скачками за пределами сопла. Последний режим включает в себя работу сопла Лавала с давлением на срезе, меньшим давления в окружающей среде (режим с перерасширением); с давлением на срезе, равным давлению в окружающей среде (расчетный режим) и с давлением на срезе, большим давления в окружающей среде (режим с недо-расширением).

Для авиационных силовых установок характерными рабочими режимами в полете являются режимы со скачками за пределами сопла (режимы III, IV и V на рис. 6.17).

Контур проточной части сопла Лавала для авиационных силовых установок с форсажной камерой образован сужающимся регулируемым насадком и конической или профилированной сверхзвуковой частью. Стыковка между дозвуковой и сверхзвуковой частями осуществляется элементами с небольшими радиусами кривизны.

На расчетном режиме значение $\pi_{\text{с.р}} = \pi_{\text{с.расч}}$; при этом давление на срезе (сечение с) равно давлению в окружающей среде.

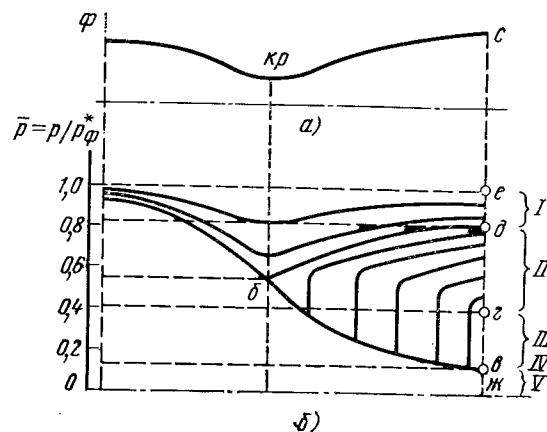


Рис. 6.17. Изменение давления вдоль сопла Лавала при работе на различных режимах:

а — контур сопла Лавала; б — распределение давления: I — течение с дозвуковыми скоростями по всему тракту сопла; II — течение со скачками внутри сопла; III — течение с перерасширением и сверхзвуковой скоростью на срезе; IV — расчетное течение;

V — течение с недорасширением; д — $\bar{p} = 1/\pi_{с.р}$; б — $\bar{p} = (2/(k+1))^{1/(k-1)}$; з — $\bar{p} = 1/\pi_{с.отр}$; е — $\bar{p} = 1/\pi_{с.р}$

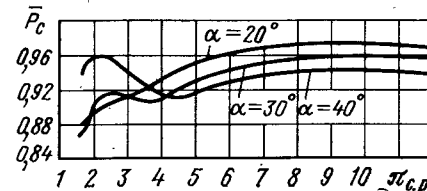
Изменение давления вдоль оси сопла Лавала на этом режиме изображено на рис. 6.17 линией а—б—з. При отсутствии потерь значение скорости газа в выходном сечении $c_{с.расч}$ определяется величинами $\pi_{с.расч}$ и $T_{ф}^*$ и может быть вычислено по соотношению $\lambda_{с.расч} a_{кр}$.

С учетом потерь значение скорости в выходном сечении $c_{с.д}$ будет меньше $c_{с.расч}$. Отличие в значениях $c_{с.д}$ и $c_{с.расч}$ может оцениваться коэффициентом скорости φ_c [см. соотношение (6.10) и рис. 6.3, 6]. При работе на расчетном режиме значение тяги сопла Лавала определяется только внутренними потерями; потери же на нерасчетность отсутствуют. Внутренние потери тяги складываются из потерь на трение и потерь на непараллельность потока в выходном сечении. Потери, связанные с трением, могут быть определены в результате расчета пограничного слоя на стенках сопла с учетом реальных свойств рабочего тела. Потери на непараллельность потока в выходном сечении зависят от угла наклона стенки сопла в выходном сечении и для конической сверхзвуковой части определяются по формуле

$$\Delta \bar{P}_\alpha = \bar{P}_\alpha - \bar{P}_{\alpha=0} = \frac{1 + \cos(\alpha/2)}{2} \approx 1 - \frac{1}{4} \left(\sin \frac{\alpha}{2} \right)^2, \quad (6.17)$$

где \bar{P}_α — коэффициент тяги сопла Лавала, сверхзвуковая часть которого имеет угол конуса α ; $\bar{P}_{\alpha=0}$ — коэффициент тяги сопла Лавала с параллельным выходом. В силу противоположной зависимости потерь на трение и на непараллельность в функции

Рис. 6.18. Тяговая характеристика сопел Лавала, рассчитанных на $\pi_{с.расч} = 10$ с различными значениями α



угла α каждому значению $\pi_{с.расч}$ (или отношению $F_c/F_{кр}$) будет соответствовать оптимальное значение угла раскрытия.

При работе сопла Лавала со значениями $\pi_{с.р} \neq \pi_{с.расч}$ со сверхзвуковой скоростью на срезе ($\pi_{с.р} > \pi_{с.отр}$ на рис. 6.17) значение коэффициента скорости сохраняется постоянным; значения же коэффициента тяги \bar{P}_c изменяются, так как к внутренним потерям добавляются потери на нерасчетность. На рис. 6.18 приведены тяговые характеристики сопла Лавала с различными углами конусности сверхзвуковой части, рассчитанного на $\pi_{с.расч} = 10$. При отклонении от расчетного значения $\pi_{с.р}$ потери тяги возрастают: причем более существенное падение тяги происходит при $\pi_{с.р} < \pi_{с.расч}$, т. е. на режиме перерасширения. При $\pi_{с.расч} \approx 2$ сопло с $\alpha = 40^\circ$ имеет меньшие потери, чем на расчетном режиме ($\pi_{с.р} = 10$), вследствие отрыва потока от стенок сопла. Тяговые характеристики сопла Лавала с конической сверхзвуковой частью при $\alpha = 20^\circ$ для различных расчетных значений $\pi_{с}$ приведены на рис. 6.19. Применение сужающегося сопла целесообразно до значения $\pi_{с.р} \leq 4$; в диапазоне изменения $\pi_{с.р}$ от 4 до 6,5 наименьшими потерями тяги обладает сопло с $\pi_{с.расч} = 4,5$; сопло с $\pi_{с.расч} = 10$ целесообразно для использования при значениях $\pi_{с.р}$ от 6,5 до 14 ... 15; при больших

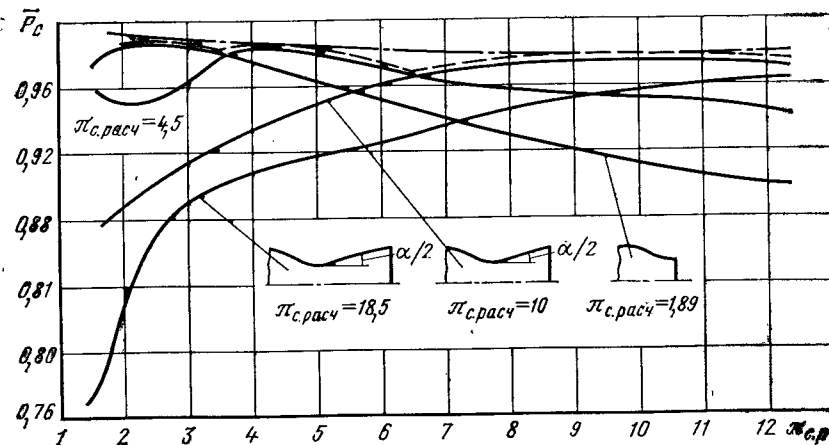
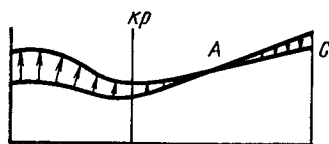


Рис. 6.19. Сравнение тяговых характеристик сопел Лавала с $\alpha = 20^\circ$ и $\pi_{с.расч} = 4,6$; 10 и 18,5 с тяговой характеристикой дозвукового сопла:

— — характеристика сопла Лавала при дискретном регулировании выходного сечения; — — — характеристика при плавном регулировании выходного сечения



значениях $\pi_{с.р}$ меньшими потерями будет обладать сопло с $\pi_{с.расч} = 18,5$. Применяя регулируемое по выходному сечению сопло Лавала (со ступенчатым регулированием), можно обеспечить тяговую характеристику, показанную на рис. 6.19 штриховой линией. Если применить плавное регулирование, то можно обеспечить еще меньшие потери тяги (штрих-пунктирная кривая на рис. 6.19).

Основной причиной потерь тяги в сопле Лавала является перерасширение потока внутри сверхзвуковой части, в результате чего уменьшается коэффициент тяги. Особенно четко можно объяснить ухудшение эффективности работы сопла Лавала на режиме перерасширения, рассмотрев эпюру избыточного давления по стенкам сопла (рис. 6.20). На режиме перерасширения (режимы, соответствующие отрезку $v-2$ на рис. 6.17) на участке сопла ниже точки А (см. рис. 6.20) отмечается отрицательная разность давлений, в силу чего на этой части сопла реализуется сила, направленная против полета, т. е. сила сопротивления.

Работа сопла Лавала во внешнем потоке

Рассмотрение работы выходных устройств типа сопла Лавала во внешнем потоке необходимо осуществлять с учетом компоновки кормовой части. Возможны различные схемы компоновок выходных устройств (рис. 6.21), которые отличаются формой наружных обводов и отношениями $\bar{F}_k = F_{ср}/F_{mid}$; $\bar{F}_{ср} = F_{ср}/F_{кр}$; $\bar{F}_c = F_c/F_{кр}$ и $\bar{F}_{ср}/\bar{F}_c = F_{ср}/F_c$. Наиболее сложный характер течения наблюдается при компоновке, соответствующей рис. 6.21, а. Тяговая эффективность подобной компоновки определяется режимом работы сопла $\pi_{с.р}$, скоростью внешнего потока M_n , величиной давления на срезе сопла p_c (или значением $\pi_{с.расч}$), величиной отношения $F_{ср}/F_c$ и условиями притекания внешнего потока к срезу кормы. Характер взаимодействия реактивной струи,

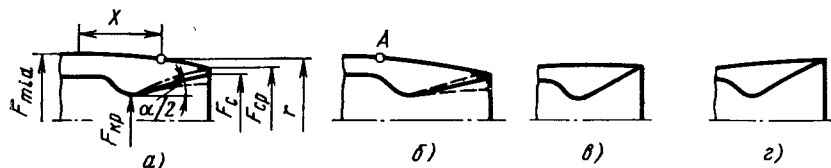


Рис. 6.21. Схемы компоновки сопла Лавала в кормовой части: а — оживальной формы; б — с изломом в точке А; в — цилиндрическая корма; г — расширяющаяся корма

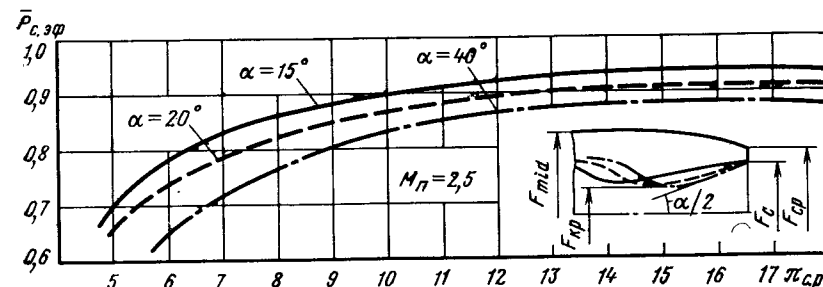


Рис. 6.22. Тяговые характеристики выходного устройства с соплом Лавала при $\pi_{с.расч} \approx 19$ и различными α с профилированной внешней поверхностью кормы

покидающей срез сверхзвукового сопла, с внешним потоком имеет много общего с взаимодействием струи, истекающей из сужающегося сопла, с внешним потоком, который рассмотрен в предыдущем разделе. На рис. 6.22 приведены дроссельные характеристики сопла Лавала с $\pi_{с.расч} \approx 19$ при $\alpha = 15, 20$ и 40° с кормовой частью, изображенной на рис. 6.21, а. Большие потери эффективной тяги в рассматриваемой компоновке обусловлены внешним сопротивлением кормовой части (площадь которой составляет 41 % от площади миделя $F_{ср}/F_{mid} = 0,59$) и донным сопротивлением торца между срезом сопла Лавала и срезом кормы $(F_{ср} - F_c)/F_{mid}$. Величина этой торцевой площади составляет 12 % от площади миделя. С уменьшением значения $\pi_{с.р}$ потери эффективной тяги существенно возрастают, что объясняется ростом донного сопротивления, которое увеличивается при дросселировании сопла из-за уменьшения размера струи за срезом, а также ростом потерь внутренней тяги за счет перерасширения потока в расширяющейся части сопла. На рис. 6.23 приведена зависимость потерь эффективной тяги сопел Лавала, рассчитанных на значение $\pi_{с.расч} =$

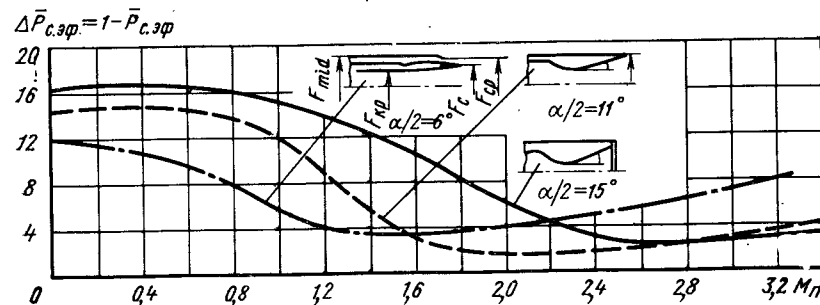


Рис. 6.23. Потери эффективной тяги выходных устройств с соплами Лавала в зависимости от M_n для различных компоновок: — $\pi_{с.расч} = 6$; $\alpha = 12^\circ$, $F_c/F_{mid} = 0,72$; $F_c/F_{кр} = 1,49$; — — — $\pi_{с.расч} = 10$; $\alpha = 22^\circ$; $F_c/F_{кр} = 1,94$; $F_{ср} \approx F_{mid}$; — $\pi_{с.расч} = 19,5$; $\alpha = 30^\circ$; $F_c/F_{кр} = 2,84$; $F_{ср}/F_c \approx 1,1$

$=19,5$ ($\alpha=30^\circ$) и $\pi_{с. расч}=10$ ($\alpha=22^\circ$) с цилиндрической кормовой частью, а также сопла Лавалья с $\pi_{с. расч}\approx 6$ ($\alpha=12^\circ$), установленного в кормовую часть с отношением $F_{ср}/F_{mid}=0,72$, в зависимости от числа M_n . Эта зависимость построена по результатам опытного определения потерь эффективной тяги модели сопел при определенной зависимости изменения $\pi_{с.р}=f(M_n)$, характерной для большинства двигателей. Выходное устройство с соплом Лавалья, рассчитанным на $\pi_{с. расч}\approx 6$, имеет минимальные потери при $M_n\approx 1,4$; при $\pi_{с. расч}=10$ минимум потерь имеет место при $M_n\approx 2,0$, а для сопла $\pi_{с. расч}=19,5$ — при $M_n\approx 2,8$. Минимальные значения потерь тяги для $\pi_{с. расч}=10$ и $\pi_{с. расч}=19,5$ близки между собой и составляют $1,7\ldots 2\%$. Для сопла же с $\pi_{с. расч}\approx 6$ минимальные потери составляют $\approx 3,5\%$.

Характерной особенностью выходного устройства с нерегулируемым соплом Лавалья являются значительные потери эффективной тяги на режимах с $\pi_{с.р} < \pi_{с. расч}$, что соответствует дозвуковым и небольшим сверхзвуковым скоростям полета. Причиной повышенных потерь является сильное перерасширение потока в сопле и донное сопротивление. Применение регулируемого сопла Лавалья позволяет существенно уменьшить потери внутренней тяги, но при этом возникает повышенное донное сопротивление из-за большой площади между срезом кормы и регулируемой площадью выходного сопла.

Используя регулируемое по выходному сечению сопло Лавалья, можно уменьшить потери эффективной тяги, регулируя одновременно и площадь среза кормовой части. Это в значительной мере усложняет конструкцию выходного устройства, но не устраняет внешнего сопротивления поворотной створки кормы. При этом необходимо иметь в виду, что в случае необходимости регулирования критического сечения схема выходного устройства с регулируемым выходом сопла Лавалья и площади среза кормовой части становится весьма сложной.

Использование сопла с разрывом сверхзвукового контура при небольших вторичных расходах не позволяет существенно улучшить характеристики выходных устройств, особенно при дозвуковых скоростях полета.

Выходное устройство с эжекторным соплом и сопло с центральным телом

В отличие от сопла с разрывом сверхзвукового контура, для которого характерным является малый расход вторичного воздуха, будем называть эжекторным соплом такое сверхзвуковое выходное устройство, в котором расход вторичного воздуха может быть большим. Величина расхода вторичного воздуха определяется геометрией выходного устройства и режимом его работы из условия достижения наименьших потерь тяги при выполнении ряда условий эксплуатационного и компоновочного характера.

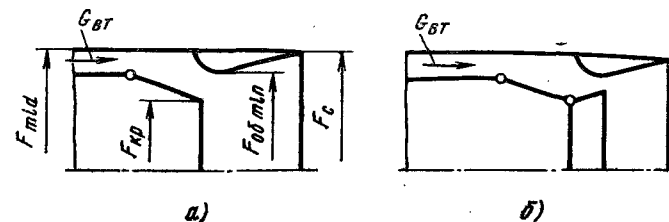


Рис. 6.24. Схемы входных устройств с эжекторными соплами:
а — со звуковым внутренним соплом; б — с соплом активного газа типа сопла Лавалья

Схемы выходных устройств с эжекторными соплами приведены на рис. 6.24. Возможна различная форма наружных обводов: оживальная, с изломом, цилиндрическая и расходящаяся (так же, как и для сопла Лавалья, см. рис. 6.21). Сопло активного газа, т. е. двигательное сопло, может быть как сужающимся, так и сверхзвуковым с регулируемым критическим сечением для ТРДФ. Величина минимальной площади наружной обечайки $F_{об. min}$ может быть фиксированной или регулируемой.

Величина расхода вторичного воздуха должна определяться из условия достижения минимальных потерь эффективной тяги при заданных условиях полета и геометрических размерах элементов выходных устройств. На трансзвуковых скоростях полета величины вторичного расхода должны составлять большую долю основного расхода. Обеспечить потребные расходы на конкретном летательном аппарате трудно, в связи с чем применяют регулирование минимальной площади наружной обечайки и регулирование площади среза.

Можно использовать воздух, окружающий кормовую часть, для улучшения работы выходных устройств с эжекторными соплами. Для этого необходимо организовать забор воздуха из внешней среды посредством специальных заборников. Возможные схемы выходных устройств с забором воздуха из окружающей среды изображены на рис. 6.25.

Схемы течения газа в эжекторных устройствах при работе их на различных режимах могут быть получены на основании анализа

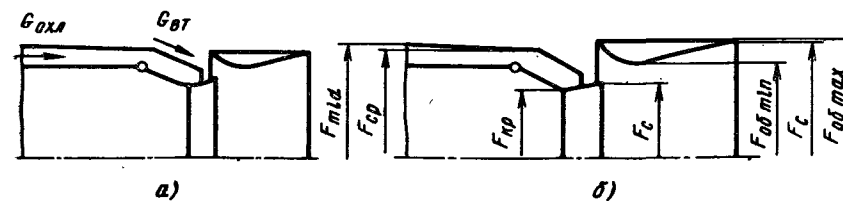


Рис. 6.25. Схемы выходных устройств с забором вторичного воздуха из окружающей среды:

а — с диаметром входа обечайки, равным диаметру кормы; б — с увеличенными размерами обечайки

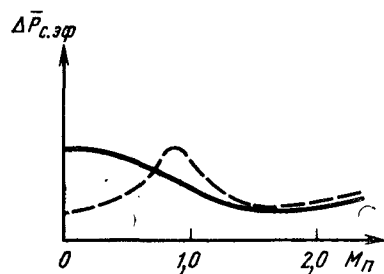


Рис. 6.26. Сравнение по эффективной тяге сопла Лавала (—) и эжекторного сопла (---) с одинаковыми $\pi_{с. расч}$

нерегулируемых выходных устройств. Схема проточной части таких сопел приведена на рис. 6.27. Использование подобных сопел позволяет уменьшить потери на перерасширение. Отличительной особенностью схемы на рис. 6.27, а — сопла с прикрытой обечайкой — является расширение газа за критическим сечением в объеме, не отделенном от окружающей среды твердыми стенками. При течении газа в таком сопле отсутствуют перерасширение на центральном теле при нерасчетных режимах. Сопло с центральным телом и цилиндрической обечайкой (схема рис. 6.27, б) имеет некоторое перерасширение в силу того, что частично расширение газа за критическим сечением осуществляется в пространстве, отделенном от окружающей среды твердыми стенками.

Тяговые характеристики сопел с центральным телом и сопла Лавала (по внутренним параметрам) приведены на рис. 6.27, в.

Наличие внешнего потока приводит к взаимодействию его с реактивной струей. Подобное взаимодействие рассмотрено в разд. 6.2. С учетом влияния внешнего потока лучшей тяговой характеристикой обладает схема 6.27, б.

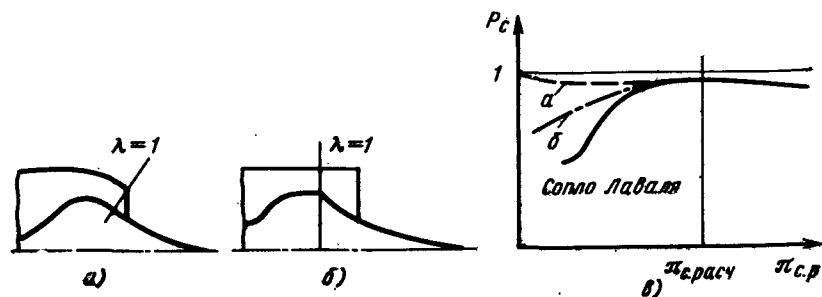


Рис. 6.27. Сравнение тяговых характеристик в условиях старта сопла с центральным телом и сопла Лавала с одинаковыми $\pi_{с. расч}$

работы дозвукового выходного устройства во внешнем потоке (см. разд. 6.2).

Характеристики эжекторных выходных устройств по эффективной тяге отличаются от характеристик выходных устройств с соплом Лавала меньшими потерями в условиях старта ($M=0$) и малых скоростей полета при несколько больших потерях на сверхзвуковых скоростях полета. На рис. 6.26 приведены сравнительные характеристики этих

6.4. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ

Необходимость в отрицательной тяге возникает для тяжелых самолетов с реактивными двигателями в связи с увеличением длины пробега при посадке и для военных самолетов, с целью улучшения маневренности в воздухе и на земле. Для самолетов с ТВД можно иметь отрицательную тягу при использовании реверсивных винтов. Реактивная струя ГТД может быть использована для создания отрицательной тяги.

Эффективность применения отрицательной тяги при пробеге зависит от качества самолета $K = c_y/c_x$, нагрузки на крыло Q , энерговооруженности \bar{R} (отношения тяги двигателя к весу самолета), коэффициента трения μ и величины отрицательной тяги. Для создания отрицательной тяги используются реверсивные устройства, эффективность которых оценивается коэффициентом реверсирования, равным отношению величины отрицательной тяги к прямой тяге сопла:

$$\bar{P}_{рев} = P_{отр}/P_{с. д.}; \quad P_{отр} = G_{рев}c_{рев} \cos \alpha - (G_r - G_{рев})c_s, \quad (6.18)$$

где $G_{рев}$ и $c_{рев}$ — расход газа и скорость на выходе из реверсивного устройства; α — угол вектора скорости с осью установки; G_r — массовый расход газа на входе в выходное устройство.

Значения $G_{рев}$, $c_{рев}$, α и c_s могут быть определены из продвух моделей реверсивных устройств.

На рис. 6.28 приведена зависимость относительного уменьшения длины пробега самолета при различных величинах определяющих параметров от коэффициента реверсирования по сравнению с длиной пробега при торможении только колесными тормозами (коэффициент трения $\mu=0,2$).

Использование реверсирования тяги в полете с целью улучшения маневренности самолета может оказаться более эффективным средством торможения, чем щитки, используемые в настоящее время.

Требования, предъявляемые к реверсивным устройствам. Для эффективного использования реверсивного устройства необходимые значения коэффициента реверсирования составляют величину 0,5 ... 0,6. Применение реверсивных устройств с большими значениями $\bar{P}_{рев}$ является весьма затруднительным. При включении реверсивного устройства и при его работе не должны меняться параметры за турбиной. Выполнение этого требования достигается правильным выбором формы проточной части всех элементов реверсивного устройства.

Для осуществления поворота потока газа используются различные дополнительные конструктивные элементы, обтекаемые горячим газом, наличие которых нарушает герметичность газового тракта. Это приводит к дополнительным потерям тяги при неработающем реверсивном устройстве. В реальной конструкции

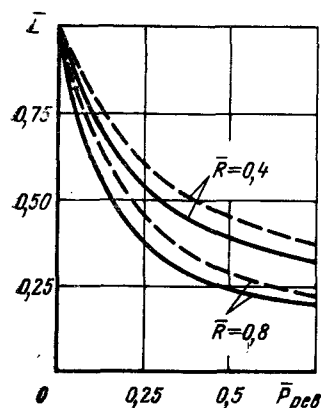


Рис. 6.28. Зависимость относительной длины пробега самолета от коэффициента реверсирования при различной энерговооруженности при $K = 5$ и $\mu = 0,2$:
 ---- $Q = 23\,400 \text{ Н/м}^2$; — $Q = 58\,800 \text{ Н/м}^2$

дополнительные потери тяги должны быть сведены к минимальным значениям, не превышающим 1 %.

Для современных двигателей значение располагаемых отношений давлений $\pi_{с.р.}$ при которых работает реверсивное устройство при торможении на посадке, изменяется от 1,8 до 2,5. Необходимо, чтобы в указанном диапазоне значений π_c изменение

коэффициента реверсирования и относительного расхода осуществлялось монотонно и плавно при переходе от прямой тяги к отрицательной и обратно.

Конструкция реверсивного устройства должна быть прочной и обладать необходимой жесткостью для предотвращения возникновения колебаний, которые могут передаваться на двигатель и самолет. Реверсивное устройство является неотъемлемой частью силовой установки, что требует снижения его массы до минимальной.

Значения посадочных скоростей современных самолетов значительны, в силу чего необходимы малые промежутки времени для перехода как от прямой тяги к максимальной отрицательной (чтобы сократить длину пробега), так и от отрицательной тяги к максимальной прямой (для обеспечения возможности прекраще-

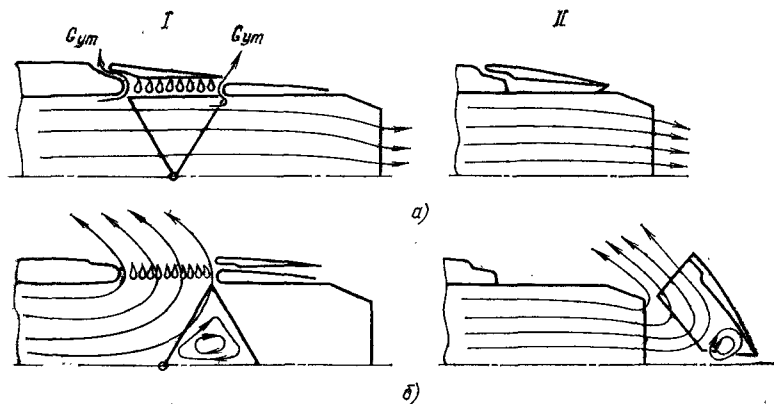


Рис. 6.29. Схемы реверсивных устройств:
 I — решетчатого типа; II — створчатого типа; а — при работе на режиме прямой тяги;
 б — при работе с включенным реверсивным устройством

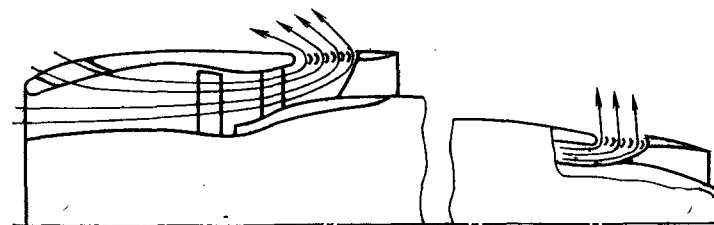


Рис. 6.30. Схема реверсивного устройства двухконтурного двигателя с большой степенью двухконтурности

ния посадки при необходимости захода на второй круг). Современные реверсивные устройства имеют время включения 1 ... 1,5 с.

Классификация реверсивных устройств. Все реверсивные устройства можно разделить на два вида: реверсивные устройства, осуществляющие поворот потока до среза основного сопла, и реверсивные устройства, осуществляющие поворот потока за срезом основного сопла (рис. 6.29). В реверсивных устройствах имеются два типа элементов: дросселирующие и отклоняющие. В устройствах первого типа в качестве дросселирующих элементов используются створки, которые при работе выходного устройства образуют проточную часть, а на режиме реверсирования перекрывают путь к газу к основному соплу, направляя его к отклоняющим элементам. В этом устройстве дросселирующие элементы осуществляют и частичный поворот потока. Далее поток поступает в отклоняющие элементы. В качестве отклоняющих элементов наиболее часто используется специальная решетка. В связи с этим такие реверсивные устройства называются решетчатыми.

В реверсивных устройствах второго типа поворот потока осуществляется специальными створками, которые на режиме прямой тяги располагаются над силовой установкой образуя наружные обводы. На режиме реверсирования створки посредством специального механизма устанавливаются за срезом сопла, перекрывая путь к газу в прямом направлении, поворачивая его на угол, больший 90° . Такие реверсивные устройства называются створчатыми.

Для двигателей с большой степенью двухконтурности 70 ... 80 % тяги создает наружный контур. Реверсивные устройства таких двигателей имеют отклоняющие решетки во втором контуре и отклоняющие створки или решетки (рис. 6.30) в первом, причем реверсивное устройство первого (внутреннего) контура может отрицательной тяги не создавать, а лишь поворачивать поток на угол около 90° . Это объясняется малой долей тяги внутреннего контура в общей тяге двигателя и стремлением не осложнять работу всего двигателя в результате попадания горячих выхлопных газов на вход, что может происходить при повороте внутренней струи на угол, больший 90° .

ЧАСТЬ III

УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

ГЛАВА 7. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ И ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРД, ТРДФ И ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТРДД ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Наиболее простой турбореактивный двигатель — это одно-
вальный ТРД с нерегулируемым осевым компрессором и неиз-
менными проходными сечениями проточной части, схема которого
показана на рис. 7.1. У таких ТРД сравнительно низкие зна-
чения степени повышения давления компрессора в стартовых
условиях $\pi_{к0}^* < 6$ и небольшой диапазон возможного изменения
условий полета ($M_{п.}$ и H). Для ТРД и ТРДФ с $\pi_{к0}^* > 6 \dots 8$ и до-
статочно большим диапазоном изменения условий полета и режи-
мов работы применяются схемы с двухкаскадным компрессором
(двухвальные двигатели) или схемы с компрессором, регулируемым
поворотом направляющих аппаратов. При этом у двигателей
с большим диапазоном скоростей полета для улучшения их данных
на нерасчетных режимах полета, а также при изменении режимов
работы, регулируют проходные сечения реактивного сопла: кри-
тическое и выходное. Поэтому практически все современные
ТРД и ТРДФ выполняются по более сложным, чем показанная
на рис. 7.1, схемам. Наиболее типичные схемы ТРДФ представлены
на рис. 7.2 и 7.3. Двигатель, показанный на рис. 7.2, имеет регу-
лируемый компрессор с поворотными направляющими аппара-
тами групп первых и последних ступеней и регулируемое реактив-
ное сопло. На рис. 7.3 изображен двигатель с двухкаскадным ком-
прессором, составленным из компрессоров низкого и высокого
давлений (каждый из которых приводится во вращение своей тур-
биной) и регулируемое реактивное сопло. Такой двигатель назы-
вают двухвальным ТРДФ. Регулирование двухкаскадного ком-
прессора этого двигателя на нерасчетных режимах проводится за
счет изменения частоты вращения роторов, т. е. их скольжения.
У двигателей любой схемы для улучшения характеристик могут
применяться регулируемые турбины с поворотными сопловыми
аппаратами.

Независимо от того, насколько широк диапазон изменения
условий полета и режимов работы двигателя, один из режимов
с зафиксированными значениями $M_{п.}$ и H полета принимается за
расчетный.

Расчетным режимом двигателя будем называть
режим, для которого при заданных полетных условиях и потреб-

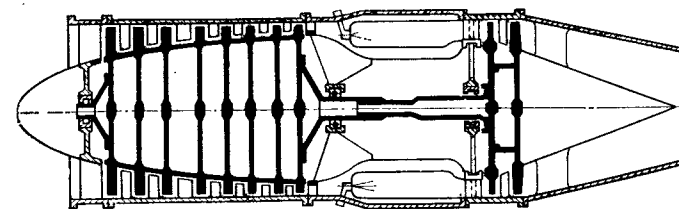


Рис. 7.1. Схема одновального ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями

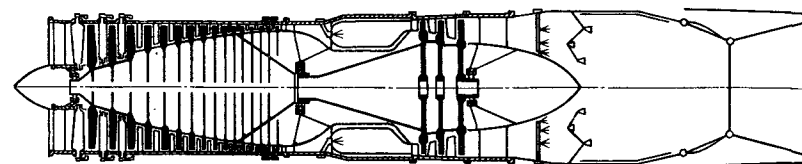


Рис. 7.2. Схема одновального ТРДФ с регулируемыми направляющими аппаратами компрессора

ной тяге выбраны параметры рабочего процесса, а в результате рас-
чета определяются удельные параметры и исходные размеры про-
ходных сечений проточной части, т. е. основные данные для про-
ектирования двигателя.

На рис. 7.4 даны расчетные схемы ТРД и ТРДФ с обозна-
чением характерных сечений проточной части. В ТРД входят сле-
дующие элементы: входное устройство, компрессор (однокаскад-
ный или двухкаскадный), камера сгорания, турбина (однокаскад-
ная или двухкаскадная) и реактивное сопло. У ТРДФ кроме пере-
численных элементов ТРД между турбиной и реактивным соплом
располагается форсажная камера.

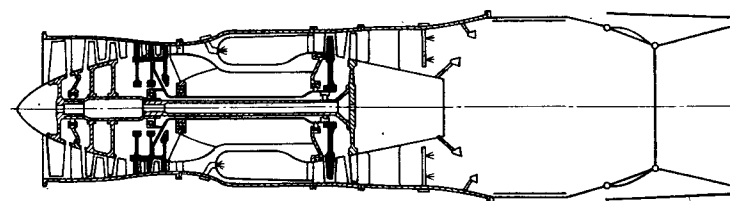


Рис. 7.3. Схема двухвального ТРДФ

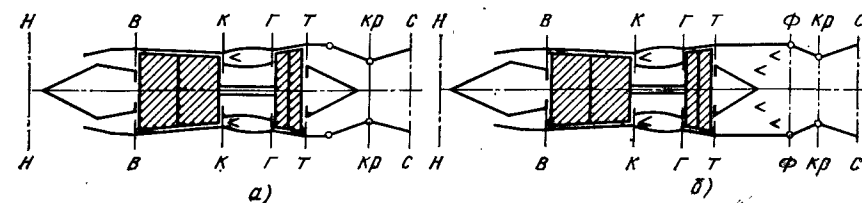


Рис. 7.4. Расчетные схемы ТРД и ТРДФ

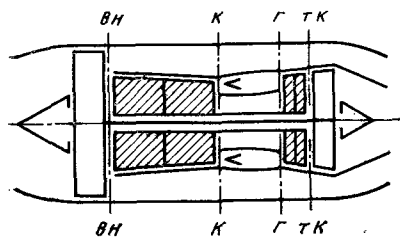


Рис. 7.5. Расчетная схема газогенератора ТРДД

ния (у двухвального газогенератора компрессоры среднего и высокого давления), камеру сгорания, турбину компрессора (турбины компрессоров высокого и среднего давления), кинематически не связанную с ротором вентилятора.

Расчетная схема газогенератора двухконтурного двигателя с обозначением характерных сечений представлена на рис. 7.5. Сравнивая газогенератор с ТРД (см. рис. 7.4, а), приходим к выводу, что газогенератор составлен из тех же элементов (компрессора, камеры сгорания и турбины), которые лежат в основе ТРД. Отсюда можно заключить, что математические модели ТРД и газогенератора ТРДД на расчетном режиме в своей основе будут практически одинаковыми.

В настоящей главе рассмотрены вопросы, касающиеся только расчетных режимов работы двигателя и газогенератора. Во всех случаях, когда обсуждаются изменения удельных параметров двигателя в зависимости от условий полета и параметров рабочего процесса, предполагается, что при каждом возможном сочетании этих параметров двигатель рассматривается на расчетном режиме, т. е. разным вариантам сочетаний параметров и условий полета соответствуют разные двигатели.

7.1. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРД, ТРДФ И ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТРДД НА РАСЧЕТНОМ РЕЖИМЕ

Математическая модель турбореактивного двигателя на расчетном режиме, в основу которой заложены условия совместной работы отдельных элементов в системе двигателя, определяет физическую взаимосвязь между элементами двигателя. О том, насколько полно представлены физические взаимосвязи между элементами двигателя в математической модели, говорит ее уровень.

Нулевой уровень представляет основные параметры двигателей в виде таблиц или графиков в зависимости от условий полета и параметров рабочего процесса.

Первый уровень характеризует двигатель взаимосвязью между его элементами уравнениями, отражающими реаль-

Обратимся теперь к двухконтурным двигателям (см. гл. 1 и 9). На рис. 1.3 представлена схема двухвального ТРДД. У этой и других схем ТРДД и ТРДДФ можно выделить автономный узел—газогенератор.

Газогенератором двухконтурного двигателя называют его часть, включающую в себя компрессор высокого давления

ные условия их совместной работы, с дискретным изменением теплоемкости рабочего тела и формальным заданием значений коэффициентов, характеризующих потери в элементах двигателя (нулевой уровень по элементам).

Второй уровень характеризует двигатель наиболее точными физическими взаимосвязями между его элементами с переменным значением теплоемкости рабочего тела и заданием коэффициентов, характеризующих потери в элементах двигателя на базе детального расчета этих элементов по математическим моделям первого уровня.

Использование современных ЭВМ для определения параметров двигателя на расчетном режиме и решения многих других задач предъявляет специальные требования к разработке алгоритмов и построению программ расчета.

К этим требованиям относятся:

формализация алгоритма расчета с широким использованием стандартных методов для решения систем уравнений в виде программ из математического обеспечения ЭВМ;

блочная структура построения алгоритма расчета, соответствующая делению двигателя на отдельные элементы;

иерархическое построение программ расчета от блоков, управляющих решением задачи на верхних уровнях, до вспомогательных процедур на нижних уровнях.

Построение математической модели ТРД (ТРДФ) начнем с определения условий совместной работы элементов в системе двигателя и взаимосвязей между параметрами газозовоздушного потока, проходящего через двигатель.

1. Баланс расходов в проточной части двигателя. При отсутствии отборов и перепусков воздуха из проточной части двигателя массообмен с внешней средой отсутствует.

Расход воздуха через камеру сгорания

$$G_{в.к.с} = G_{в}(1 - \delta_{отб}). \quad (7.1)$$

Расход газа через турбину

$$G_{г} = G_{в.к.с}(1 + q_{т}) = G_{в}(1 + q_{т})(1 - \delta_{отб}). \quad (7.2)$$

Расход газа через форсажную камеру у ТРДФ или через реактивное сопло у ТРД:

$$G_{г.т} = G_{г} + G_{в}\delta_{воз} = G_{в}[(1 + q_{т})(1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз}]. \quad (7.3)$$

Расход газа через реактивное сопло у ТРДФ:

$$G_{г.с} = G_{г.т} + G_{в}q_{т.ф} = G_{в}[(1 + q_{т})(1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз} + q_{т.ф}]. \quad (7.4)$$

В соотношениях (7.1) ... (7.4)

$\delta_{отб} = G_{в.отб}/G_{в}$ — относительный расход воздуха, отбираемого за компрессором на охлаждение турбины (коэффициент отбора);

$\delta_{\text{воз}} = G_{\text{в. воз}}/G_{\text{в}}$ — относительный расход воздуха, возвращаемого в проточную часть турбины из системы ее охлаждения (коэффициент возврата);

$q_{\text{т}} = G_{\text{т}}/G_{\text{в. к. с}}$ — относительный расход топлива в камере сгорания;

$q_{\text{т. ф}} = G_{\text{т. ф}}/G_{\text{в}}$ — относительный расход топлива в форсажной камере.

2. Изменение энтальпии газозвдушного потока в проточной части двигателя. Изменение энтальпии в каждом элементе двигателя определяется только процессами, происходящими в этих элементах, так как энергообмен с внешней средой отсутствует. Энтальпия воздуха за компрессором

$$i_{\text{к}}^* = i_{\text{в}}^* + \Delta i_{\text{к}}^*. \quad (7.5)$$

Энтальпия газа за камерой сгорания

$$i_{\text{г}}^* = i_{\text{к}}^* + \Delta i_{\text{к. с}}^*. \quad (7.6)$$

Энтальпия газа за турбиной (без учета смешения охлаждающего газа с основным рабочим телом)

$$i_{\text{т}}^* = i_{\text{г}}^* - \Delta i_{\text{т}}^*. \quad (7.7)$$

И, наконец, у ТРДФ энтальпия газа за форсажной камерой

$$i_{\text{ф. к}}^* = i_{\text{т}}^* + \Delta i_{\text{ф. к}}^*, \quad (7.8)$$

где $\Delta i_{\text{к}}^*$, $\Delta i_{\text{к. с}}^*$, $\Delta i_{\text{т}}^*$, $\Delta i_{\text{ф. к}}^*$ — изменения энтальпии рабочего тела в компрессоре (работа компрессора), камере сгорания, турбине (работа турбины) и форсажной камере. Здесь и в дальнейшем за величину энтальпии i будем принимать ее изменение в диапазоне температур от $T_0 = 293 \text{ К}$ до любого значения T

$$i = \int_{293 \text{ К}}^T c_p(T, q_{\text{т}}) dT, \quad (7.9)$$

а за величину изменения энтальпии в элементах двигателя Δi — ее приращение или уменьшение в диапазоне температур от начальной в процессе изменения энтальпии T_0 до конечной T

$$\Delta i = \int_{T_0}^T c_p(T, q_{\text{т}}) dT. \quad (7.10)$$

3. Изменение полного давления рабочего тела в проточной части двигателя. Изменение давления в каждом элементе двигателя, как и изменение энтальпии, определяется процессами, происходящими в этих элементах.

Давление за компрессором

$$p_{\text{к}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{к}}^*. \quad (7.11)$$

У двухвального ТРД (ТРДФ) компрессор рассматривался как единое целое, где $\pi_{\text{к}}^* = \pi_{\text{к. н. д}}^* \pi_{\text{к. в. д}}^*$.

Давление за камерой сгорания

$$p_{\text{г}}^* = p_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к. с}}. \quad (7.12)$$

Давление за турбиной

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{г}}^* / \pi_{\text{т}}^*. \quad (7.13)$$

У двухвального двигателя здесь, по аналогии с компрессором, будем рассматривать турбину как единое целое, где

$$\pi_{\text{т}}^* = \pi_{\text{т. в. д}}^* \pi_{\text{т. н. д}}^*.$$

Давление перед реактивным соплом у ТРД:

$$p_{\text{с.с}}^* = p_{\text{т}}^* \sigma_{\text{г}}, \quad (7.14)$$

где $p_{\text{с.с}}^*$ — изоэнтропическое полное давление на выходе из реактивного сопла, равное полному давлению перед соплом; $\sigma_{\text{г}}$ — коэффициент восстановления полного давления в проточной части между турбиной и реактивным соплом.

Давление за форсажной камерой у ТРДФ

$$p_{\text{ф}}^* = p_{\text{с.с}}^* = p_{\text{т}}^* \sigma_{\text{ф. к}}. \quad (7.15)$$

4. У ТРД и ТРДФ вся мощность, создаваемая турбиной (за исключением ее незначительной части, идущей на привод агрегатов — насосов, генераторов и тому подобное), передается компрессору:

$$N_{\text{т}} \eta_{\text{м}} = N_{\text{к}}, \quad (7.16)$$

где $\eta_{\text{м}}$ — механический КПД, учитывающий затраты мощности на механические потери и привод агрегатов.

Рассматривая компрессоры и турбины двухвального двигателя как единое целое, необходимо помнить, что $N_{\text{т}} \eta_{\text{м}} = N_{\text{т. в. д}} \eta_{\text{м. в. д}} + N_{\text{т. н. д}} \eta_{\text{м. н. д}}$, а $N_{\text{к}} = N_{\text{к. н. д}} + N_{\text{к. в. д}}$.

Если же каждый ротор двухвального двигателя рассматривать отдельно, то условие равенства мощностей может быть записано отдельно для каскадов высокого и низкого давлений:

$$\begin{aligned} N_{\text{т. в. д}} \eta_{\text{м. в. д}} &= N_{\text{к. в. д}}; \\ N_{\text{т. н. д}} \eta_{\text{м. н. д}} &= N_{\text{к. н. д}}. \end{aligned} \quad (7.17)$$

5. У одновального двигателя турбина жестко связана с компрессором, а это значит, что частота вращения ротора

$$n = n_{\text{к}} = n_{\text{т}}.$$

У двухвального двигателя

$$n_{н.д} = n_{к.н.д} = n_{т.н.д}; \quad n_{в.д} = n_{к.в.д} = n_{т.в.д}.$$

Рассмотренные условия совместной работы элементов в системе двигателя дают возможность разработать математические модели проектируемого двигателя на расчетном режиме первого и второго уровня. При этом потери, свойственные каждому элементу двигателя, учитываются коэффициентами, величина которых зависит от параметров, характеризующих работу этих элементов.

Условия совместной работы элементов в системе ТРД также определяют совместную работу элементов одновального или двухвального газогенератора ТРДД (см. рис. 7.5).

Термогазодинамический расчет ТРД и ТРДФ — математическая модель первого уровня.

На расчетном режиме заданными являются высота H и число M_n , а также потребная тяга двигателя P . Выбираются значения степени повышения давления компрессора π_k^* , температура газа перед турбиной T_g^* и температура газа в форсажной камере $T_{ф}^*$ или суммарный коэффициент избытка воздуха α_{Σ} , если двигатель форсированный. Задаются значения коэффициентов, учитывающих потери в элементах двигателя ($\sigma_{вх}$, η_k , $\sigma_{к.с.}$, η_r , η_t^* , $\delta_{охл}$, $\delta_{воз}$, $\sigma_{ф.к.}$, $\eta_{г.ф.}$, σ_c), показателей адиабаты k и газовой постоянной R в элементах двигателя. Для определения площади проходных сечений F_i на расчетном режиме задаются также приведенные скорости в этих сечениях λ_i , за исключением приведенных скоростей в реактивном сопле (они определяются).

Целью термогазодинамического расчета является определение термодинамических параметров газозооного потока в характерных сечениях проточной части, удельной тяги $P_{уд}$ и удельного расхода топлива $C_{уд}$, расхода воздуха G_v , необходимого для получения потребной тяги двигателя, а также определение проходных сечений проточной части F_i , т. е. определение размеров двигателя.

Расчет ведется по параметрам заторможенного потока последовательно от сечения к сечению (см. рис. 7.4).

1. Определение параметров воздуха на входе в компрессор.

Для заданного значения H по стандартной атмосфере (ГОСТ 4401—81) определяются давление p_n [Па] и температура T_n [K] окружающей среды, а также скорость звука на данной высоте a [м/с]. В соответствии с заданной величиной M_n и типом входного устройства выбирается величина $\sigma_{вх}$ (см. гл. 3).

Тогда полное давление на входе в компрессор определится как

$$p_v^* = p_n \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{вх}, \quad (7.18)$$

а температура торможения

$$T_v^* = T_n^* = T_n \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right). \quad (7.19)$$

При использовании газодинамических функций уравнения (7.18) и (7.19) будут иметь вид

$$p_v^* = \frac{p_n \sigma_{вх}}{\pi(\lambda_n)} \quad \text{и} \quad T_v^* = \frac{T_n}{\tau(\lambda_n)},$$

где $\lambda_n = f(M_n)$; $\pi(\lambda_n) = p_n/p_v^* = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$; $\tau(\lambda_n) = T_n/T_v^* =$

$$= \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_n^2 \right).$$

Скорость полета

$$V_n = M_n a. \quad (7.20)$$

2. Определение параметров воздуха на входе в камеру сгорания. Давление за компрессором

$$p_k^* = p_v^* \pi_k^*. \quad (7.21)$$

Используя уравнения (4.1) и (4.2), можно определить температуру воздуха за компрессором

$$T_k^* = T_v^* \left(1 + \frac{\pi_k^{*k} - 1}{\eta_k} \right). \quad (7.22)$$

Величину η_k можно выбрать, опираясь на опытные данные по компрессорам аналогичного типа. Обычно η_k лежит в пределах 0,83 ... 0,88.

3. Параметры газа перед турбиной определяются известным значением температуры газа T_g^* и давлением

$$p_g^* = p_k^* \sigma_{к.с.} \quad (7.23)$$

где $\sigma_{к.с.}$ — выбирается на основании рекомендаций, изложенных в гл. 5. В большинстве случаев величина $\sigma_{к.с.}$ лежит в пределах 0,94 ... 0,96. Относительный расход топлива определяется из уравнения (5.6):

$$q_T = \frac{1}{\alpha L_0} = \frac{c_p T_g^* - c_p T_k^*}{H_u \eta_T - c_{pn} T_g^* + c_{pn} T_0}. \quad (7.24)$$

Для современных камер сгорания $\eta_T = 0,98 \dots 0,99$.

4. Определение степени понижения давления в турбине π_T^* и параметров газового потока за турбиной.

Используя условный баланс расхода (7.2), уравнение равенства мощностей турбины и компрессора (7.16) можно получить в виде

$$L_k = (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) L_T \eta_m. \quad (7.25)$$

Если работу компрессора выразить с помощью уравнений (4.1), а работу турбины уравнением (4.4), то получим уравнение (7.25) в развернутом виде:

$$\begin{aligned} \frac{k}{k-1} R T_v^* \frac{\pi_k^{*k} - 1}{\eta_k} = \\ = (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) \frac{k_r}{k_r - 1} R_g T_g^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*k} \frac{k_r}{k_r - 1}} \right) \eta_T^* \eta_m. \end{aligned}$$

Теперь можно решить это уравнение относительно π_T^* :

$$\pi_T^* = \left[1 - \frac{k(k_r - 1) R T_v^*}{k_r(k_r - 1) R_g T_g^*} \frac{1}{(1 + q_T)(1 - \delta_{отб})} \frac{\pi_k^{*k} - 1}{\eta_k \eta_T^* \eta_m} \right]^{\frac{k_r}{k_r - 1}}. \quad (7.26)$$

Для того чтобы определить π_T^* по уравнению (7.26), нужно задать η_T^* (для современных двигателей его величина обычно составляет 0,89 ... 0,92) и η_m ($\eta_m = 0,99$), а также относительное количество воздуха, отбираемого на охлаждение турбины $\delta_{отб}$.

Охлаждение турбины оценивается коэффициентом $\delta_{\text{охл}} = G_{\text{в.охл}}/G_{\text{г}}$ (4.8). Используя уравнение (7.2), можно найти связь между $\delta_{\text{охл}}$ и $\delta_{\text{отб}}$:

$$\delta_{\text{отб}} = \frac{(1 + q_{\text{т}}) \delta_{\text{охл}}}{(1 + q_{\text{т}}) \delta_{\text{охл}} + 1} \quad (7.27)$$

Если рабочие лопатки турбины не охлаждаются воздухом ($T_{\text{г}}^* \leq 1300 \text{ K}$), то значение $\delta_{\text{охл}} \leq 0,04$. Если же турбина охлаждается воздухом, то величина $\delta_{\text{охл}}$ будет зависеть от допустимого значения температуры лопатки турбины $T_{\text{л}}$, температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ и температуры охлаждающего воздуха $T_{\text{в.охл}}$ в соответствии с выражением (4.9), а также от параметров турбины и системы ее охлаждения в соответствии с зависимостями, приведенными на рис. 4.2.

Для расчета параметров двигателя на первом уровне математической модели при $T_{\text{в.охл}} = 600 \dots 800 \text{ K}$ и $T_{\text{л}} = 1200 \dots 1300 \text{ K}$ можно рекомендовать следующие значения $\delta_{\text{охл}}$ в зависимости от $T_{\text{г}}^*$: $T_{\text{г}}^* = 1500 \text{ K} - \delta_{\text{охл}} = 0,05 \dots 0,07$; $T_{\text{г}}^* = 1600 \text{ K} - \delta_{\text{охл}} = 0,08 \dots 0,1$; $T_{\text{г}}^* = 1700 \text{ K} - \delta_{\text{охл}} = 0,12 \dots 0,14$. Чтобы рост температуры газа не приводил к чрезмерному увеличению расхода охлаждающего воздуха, можно уменьшить его температуру $T_{\text{в.охл}}$. Для этого могут быть использованы выносные теплообменники или другие более сложные системы охлаждения воздуха, отбираемого за компрессором для охлаждения турбины.

Выбрав величину $\delta_{\text{охл}}$, по уравнению (7.27) находим значение $\delta_{\text{отб}}$, а затем из уравнения (7.26) определяем $\pi_{\text{т}}^*$. Далее, по известному значению $\pi_{\text{т}}^*$ находим давление за турбиной (7.13)

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{г}}^*/\pi_{\text{т}}^*,$$

а из уравнений (4.4) и (4.5) определяем температуру газа за турбиной

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{г}}^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{г}}-1}{\pi_{\text{т}}^* k_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{т}}^* \right] \quad (7.28)$$

Для охлаждаемой турбины температура смеси газа и охлаждающего воздуха за турбиной $T_{\text{т.см}}^*$ может быть определена по условию теплового баланса. Но, так как количество охлаждающего воздуха невелико по сравнению с расходом газа через турбину, то при расчете двигателя по математической модели первого уровня с достаточной степенью точности можно принять $T_{\text{т.см}}^* = T_{\text{т}}^*$.

5. Определение параметров газового потока перед реактивным соплом.

Для ТРД (или ТРДФ с выключенной форсажной камерой) температура газа перед соплом равна $T_{\text{г}}^*$, а давление в соответствии с (7.14) равно

$$p_{\text{сг}}^* = p_{\text{г}}^* \sigma_{\text{г}},$$

где $\sigma_{\text{г}}$ — коэффициент восстановления полного давления в проточной части между турбиной и реактивным соплом (его значение у ТРД 0,98 ... 0,99, а у ТРДФ с выключенной форсажной камерой 0,95 ... 0,97).

Введем понятие коэффициента изменения массы

$$\beta_{\text{г}} = (1 + q_{\text{т}}) (1 - \delta_{\text{от}}) + \delta_{\text{воз}} \quad (7.29)$$

Чаще всего $\delta_{\text{воз}} = \delta_{\text{отб}}$, так как воздух, охлаждающий турбину, затем поступает в проточную часть двигателя.

Для ТРДФ температура газа перед реактивным соплом (за форсажной камерой) $T_{\text{ф}}^*$ задана, а давление в соответствии с (7.15) равно

$$p_{\text{ф}}^* = p_{\text{сг}}^* = p_{\text{г}}^* \sigma_{\text{ф.к}}, \quad (7.30)$$

где $\sigma_{\text{ф.к}}$ — коэффициент восстановления полного давления в форсажной камере (его значение 0,92 ... 0,96). Относительный расход топлива в форсажной камере определяется по формуле (5.7)

$$q_{\text{т.ф}} = \frac{c_{\text{р}} T_{\text{ф}}^* - c_{\text{р}} T_{\text{г}}^* + q_{\text{т}} (c_{\text{рл}} T_{\text{ф}}^* - c_{\text{рл}} T_{\text{г}}^*)}{H_{\text{и}} \eta_{\text{ф}} - c_{\text{рл}} T_{\text{ф}}^* + c_{\text{рл}} T_{\text{о}}}$$

Для современных форсажных камер $\eta_{\text{ф}} = 0,95 \dots 0,98$. Коэффициент изменения массы

$$\beta_{\text{г.ф}} = (1 + q_{\text{т}}) (1 - \delta_{\text{отб}}) + q_{\text{т.ф}} + \delta_{\text{воз}} \quad (7.31)$$

6. Определение скорости истечения из реактивного сопла. Будем рассматривать реактивное сопло полного расширения, когда выполняется условие $p_{\text{с}} = p_{\text{н}}$. Определение скорости истечения на режимах с перерасширением и недорасширением см. в гл. 6.

Для ТРД располагаемый перепад давления на реактивном сопле равен

$$\pi_{\text{с.р}} = p_{\text{сг}}^*/p_{\text{н}},$$

Скорость истечения из реактивного сопла определяется из уравнения

$$c_{\text{с}} = \Phi_{\text{с}} \sqrt{2 \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}} T_{\text{г}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{г}}-1}{\pi_{\text{с.р}} k_{\text{г}}}} \right)}, \quad (7.32)$$

где $\Phi_{\text{с}}$ — коэффициент скорости реактивного сопла (его значение обычно лежит в пределах 0,97 ... 0,98).

Для ТРДФ располагаемый перепад давления на реактивном сопле

$$\pi_{\text{с.р}} = p_{\text{ф}}^*/p_{\text{н}},$$

а скорость истечения при полном расширении

$$c_{\text{с}} = \Phi_{\text{с}} \sqrt{2 \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}} T_{\text{ф}}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{г}}-1}{\pi_{\text{с.р}} k_{\text{г}}}} \right)}. \quad (7.33)$$

При использовании газодинамических функций скорость истечения из реактивного сопла у ТРД и ТРДФ определяется как

$$c_{\text{с}} = \lambda_{\text{с.ид}} \Phi_{\text{с}} a_{\text{кр}} \quad (7.34)$$

Идеальная приведенная скорость $\lambda_{\text{с.ид}}$ определяется по газодинамической функции

$$\pi(\lambda_{\text{с.ид}}) = 1/\pi_{\text{с.р}} \quad (7.35)$$

В зависимости от заданного значения $k_{\text{г}}$, а критическая скорость звука $a_{\text{кр}}$ определяется по уравнениям

$$\text{для ТРД } a_{\text{кр}} = \sqrt{2 \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} + 1} R_{\text{г}} T_{\text{г}}^*} \quad (7.36)$$

$$\text{и для ТРДФ } a_{\text{кр}} = \sqrt{2 \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} + 1} R_{\text{г}} T_{\text{ф}}^*} \quad (7.37)$$

7. Определение удельной тяги и удельного расхода топлива.

Для ТРД удельная тяга при полном расширении в реактивном сопле ($p_c = p_n$) определяется по уравнению

$$P_{уд} = \beta_r c_c - V_n, \quad (7.38)$$

а удельный расход топлива из уравнения

$$C_{уд} = \frac{3600 q_T (1 - \delta_{отб})}{P_{уд}}. \quad (7.39)$$

Для ТРДФ удельная тяга определяется по аналогичному уравнению

$$P_{уд} = \beta_r \cdot \phi c_c - V_n. \quad (7.40)$$

В уравнение для определения удельного расхода топлива входит величина относительного суммарного расхода топлива $q_{т\Sigma} = q_T (1 - \delta_{отб}) + q_{т.ф}$,

$$C_{уд} = \frac{3600 [q_T (1 - \delta_{отб}) + q_{т.ф}]}{P_{уд}}. \quad (7.41)$$

8. Так как по условию двигатель должен обеспечить заданную потребную тягу P , то следующим этапом будет определение расхода воздуха через двигатель из уравнения

$$P = G_B P_{уд}. \quad (7.42)$$

После этого можно переходить к определению размеров характерных проходных сечений проточной части двигателя. Можем записать уравнение расхода рабочего тела через любое характерное сечение в общем виде

$$G_i = m_{кр} i q(\lambda_i) F_i \frac{p_i^*}{\sqrt{T_i^*}} \mu_i, \quad (7.43)$$

где $q(\lambda_i)$ — газодинамическая функция, μ_i — коэффициент расхода.

По уравнению (7.43) можно определить площадь любого проходного сечения проточной части, если заданы величины λ_i и μ_i , известны значения k и R (k_r и R_r) и определены параметры p_i^* и T_i^* :

$$F_i = \frac{G_i \sqrt{T_i^*}}{m_{кр} i q(\lambda_i) p_i^* \mu_i}, \quad (7.44)$$

где коэффициент уравнения расхода

$$m_{кр} i = \sqrt{k_i \left(\frac{2}{k_i + 1} \right)^{\frac{k_i + 1}{k_i - 1}} \frac{1}{R_i}}. \quad (7.45)$$

Таким образом все поставленные для термогазодинамического расчета ТРД и ТРДФ задачи выполнены.

Кроме решения основной задачи термогазодинамического расчета, представленная математическая модель расчетного режима турбореактивного двигателя может быть использована для проведения параметрического анализа ТРД и ТРДФ, т. е. определения зависимостей $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от параметров рабочего процесса и условий полета. Подробно параметрический анализ рассмотрен в последующих разделах настоящей главы.

Термогазодинамический расчет газогенератора ТРДД — математическая модель первого уровня.

На расчетном режиме газогенератора заданными являются: $G_{вг}$ — расход воздуха через генератор, $p_{вн}^*$ — полное давление и $T_{вн}^*$ — температура торможения на входе в компрессор. Так же как у ТРД, выбираются значения π_k^* и T_r^* , а значениями η_k , $\sigma_{к.с}$, η_r , η_t^* , $\delta_{охл}$, k , R и λ_t задаются.

Расчет ведется последовательно от сечения к сечению (см. рис. 7.5).

1. На входе в компрессор все параметры заданы ($p_{вн}^*$ и $T_{вн}^*$).

2. Параметры воздуха за компрессором p_k^* и T_k^* определяются по уравнениям (7.21) и (7.22).

3. Параметры газа перед турбиной: T_r^* — задана, p_r^* и q_T — определяются по уравнениям (7.23) и (7.24).

4. Степень понижения давления на турбине компрессора $\pi_{т.к}^*$ определяется по уравнению (7.26), а параметры газа за турбиной $p_{т.к}^*$ и $T_{т.к}^*$ по (7.13) и (7.28).

5. Определение степени повышения давления, степени подогрева и приведенной температуры газа перед турбиной газогенератора.

Степень повышения давления в газогенераторе равна

$$\pi_{гг}^* = p_{т.к}^* / p_{вн}^* = \pi_k^* \sigma_{к.с} / \pi_{т.к}^*. \quad (7.46)$$

Степень подогрева в газогенераторе определяется из уравнения:

$$\theta_{гг} = \frac{T_{гг}^*}{T_{вн}^*} = \frac{T_r^*}{T_{вн}^*} \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{т.к}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right) \eta_{т.к}^* \right]. \quad (7.47)$$

Приведенная температура газа перед турбиной равна:

$$T_{гг.пр}^* = T_r^* T_{о} / T_{вн}^*. \quad (7.48)$$

6. Определение проходных сечений проточной части газогенератора проводится по уравнению (7.44).

В итоге задачи, поставленные для термогазодинамического расчета газогенератора, можно считать выполненными.

Пример термогазодинамического расчета ТРДФ

Исходные данные:

Режим полета: $M_{п} = 2,5$; $H = 11$ км.

Потребная тяга $P = 100\,000$ Н. Основные параметры: $\pi_k^* = 4,5$; $T_r^* = 1600$ К; $T_{ф}^* = 2000$ К.

Коэффициенты, характеризующие потери в элементах двигателя, и другие необходимые для расчета данные будут вводиться в соответствующем месте по мере надобности.

1. Определение параметров воздуха на входе в компрессор. По стандартной атмосфере (ГОСТ 4401—81) находим для $H = 11$ км; $p_n = 22\,700$ Па; $T_n = 217$ К; $a = 295$ м/с. Используя зависимость $\sigma_{вх} = f(M_{п})$, для $M_{п} = 2,5$ находим $\sigma_{вх} = 0,765$.

По таблицам газодинамических функций для $k = 1,4$ и $M_{п} = 2,5$ определяем $\pi(\lambda_{п}) = 0,0585$ и $\tau(\lambda_{п}) = 0,444$. Определяем давление (7.18), температуру (7.19) и скорость полета (7.20):

$$p_v^* = \frac{p_n \sigma_{вх}}{\pi(\lambda_{п})} = \frac{22700 \cdot 0,765}{0,0585} = 296800 \text{ Па};$$

$$T_v^* = \frac{T_n}{\tau(\lambda_{п})} = \frac{217}{0,444} = 489 \text{ К};$$

$$V_{п} = M_{п} a = 2,5 \cdot 295 = 737,5 \text{ м/с}.$$

2. Определение параметров воздуха за компрессором.

По заданным значениям $\pi_k^* = 4,5$ и $\eta_k = 0,85$ находим давление (7.21) и температуру (7.22) (для воздуха $k = 1,41$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})}$):

$$p_k^* = p_a^* \pi_k^* = 296800 \cdot 4,5 = 1335600 \text{ Па};$$

$$T_k^* = T_a^* \left(1 + \frac{\frac{k-1}{k} \pi_k^* - 1}{\eta_k} \right) = 489 \left(1 + \frac{4,5 \frac{1,4-1}{1,4} - 1}{0,85} \right) = 799 \text{ К}.$$

3. Определение параметров газа перед турбиной.

Температура $T_T^* = 1600 \text{ К}$ задана.

При $\sigma_{k,c} = 0,95$ по уравнению (7.23) определяем давление

$$p_T^* = p_k^* \sigma_{k,c} = 1335600 \cdot 0,95 = 1269000 \text{ Па},$$

а по уравнению (7.24) относительный расход топлива (для $H_u = 42900 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$;

$\eta_T = 0,98$; $T_0 = 293 \text{ К}$):

$$q_T = \frac{c_p T_T^* - c_p T_k^*}{H_u \eta_T - c_{pH} T_T^* + c_{pH} T_0} = \frac{1757,5 - 821,1}{42900 \cdot 0,89 - 4407,2 + 454,2} = 0,0246.$$

Значения $c_p T^*$ и $c_{pH} T^*$ взяты из графиков, приведенных в приложении, в зависимости от T .

4. Определение параметров газа за турбиной.

Заданы значения:

$$\eta_T = 0,9; \quad \eta_m = 0,99; \quad \delta_{охл} = 0,09; \quad k_T = 1,3 \text{ и } R_T = 287,6 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})}.$$

Определяем величину $\delta_{отб}$ по уравнению (7.27)

$$\delta_{отб} = \frac{(1 + q_T) \delta_{охл}}{(1 + q_T) \delta_{охл} + 1} = \frac{(1 + 0,0246) 0,09}{(1 + 0,0246) 0,09 + 1} = 0,084.$$

Значение π_T^* находим по уравнению (7.26):

$$\pi_T^* = \left[1 - \frac{1,4(1,3-1) 287 \cdot 489}{1,3(1,4-1) 287,6 \cdot 1600} \cdot \frac{1}{(1 + 0,0246)(1 - 0,084)} \times \right. \\ \left. \times \frac{4,5 \frac{1,4-1}{1,4} - 1}{0,99 - 0,85 \cdot 0,9} \right] \frac{1,3}{1,3-1} = 2,1.$$

Определяем давление и температуру (7.28):

$$p_T^* = p_T^* / \pi_T^* = \frac{1269000}{2,1} = 604290 \text{ Па};$$

$$T_T^* = 1600 \left[1 - \left(1 - \frac{1}{2,1 \frac{1,3-1}{1,3}} \right) 0,9 \right] = 1373 \text{ К}.$$

5. Определение параметров газа перед реактивным соплом.

Температура $T_\Phi^* = 2000 \text{ К}$ задана.

При $\sigma_{\Phi,k} = 0,94$; $\eta_\Phi = 0,97$; $\delta_{вов} = 0,084$ из уравнения (7.30) определим:

$$p_\Phi^* = p_{cs}^* = p_T^* \sigma_{\Phi,k} = 604290 \cdot 0,94 = 568030 \text{ Па},$$

а из уравнения (5.7)

$$q_{T,\Phi} = \frac{2252,1 - 1483 + 0,0246(5968 - 3574)}{42900 \cdot 0,97 - 5968 + 454,2} = 0,0229.$$

Коэффициент изменения массы найдем по уравнению (7.31):

$$\beta_{T,\Phi} = (1 + 0,0246)(1 - 0,084) + 0,0229 + 0,084 = 1,045.$$

6. Определение скорости истечения газа из реактивного сопла для случая полного расширения ($p_c = p_H$). Заданы значения: $\varphi_c = 0,97$; $k_T = 1,25$; $R_T = 288 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})}$. Определяем $\pi_{c,p}$ и π ($\lambda_{сид}$) (7.35):

$$\pi_{c,p} = \frac{568030}{22700} = 25,02;$$

$$\pi(\lambda_{сид}) = \frac{1}{25,02} = 0,03997,$$

а из таблиц газодинамических функций для $k_T = 1,25$ находим

$$\lambda_{сид} = 2,068.$$

По уравнению (7.37) определяем:

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,25}{1,25 + 1}} 288 \cdot 2000 = 800 \text{ м/с},$$

а по уравнению (7.34) скорость истечения из сопла

$$c_c = \lambda_{сид} \varphi_c a_{кр} = 2,068 \cdot 0,97 \cdot 800 = 1605 \text{ м/с}.$$

7. Определяем удельную тягу (7.40) и удельный расход топлива (7.41):

$$P_{уд} = 1,045 \cdot 1605 - 737,5 = 939,7 \frac{\text{Н}}{\text{кг}} \text{ с};$$

$$C_{уд} = \frac{3600 [0,0246(1 - 0,084) + 0,0229]}{939,7} = 0,174 \frac{\text{кг}}{(\text{Н} \cdot \text{ч})}.$$

8. Находим секундный расход воздуха через двигатель по уравнению (7.42):

$$G_B = \frac{P}{P_{уд}} = \frac{100000}{939,7} = 106,4 \frac{\text{кг}}{\text{с}}.$$

Теперь можно определить размеры характерных проходных сечений проточной части двигателя. В качестве примера определим площадь проходного сечения на входе в компрессор F_B . Выбраны значения: $\lambda_B = 0,34$; $\mu_B = 1$; $k = 1,4$; $R =$

$= 287 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})}$. По таблицам газодинамических функций для $\lambda_B = 0,34$ и $k = 1,4$ находим $q(\lambda_B) = 0,511$. Используя зависимость (7.45), определяем

$$m_{кр} = \sqrt{1,4 \left(\frac{2}{1,4 + 1} \right)^{\frac{1,4+1}{1,4-1}} \frac{1}{287}} = 0,0404 \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}} \right)^{0,5},$$

а из уравнения (7.44)

$$F_B = \frac{106,4 \sqrt{489}}{0,0404 \cdot 0,511 \cdot 296850 \cdot 1} = 0,384 \text{ м}^3.$$

Термодинамический расчет ТРД и ТРДФ — математическая модель второго уровня.

Математическая модель второго уровня отличается от математической модели первого уровня более полным отражением физических взаимосвязей между элементами двигателя и более точным учетом термодинамических соотношений в процессах, протекающих в двигателе. В более сложной модели второго уровня коэффициенты, учитывающие потери в элементах двигателя и другие исходные данные обычно получают в результате детального расчета этих элементов по математическим моделям первого уровня.

Для расчета двигателя по математической модели второго уровня должны быть заданы те же параметры, что и в математической модели первого уровня. Расчет ведется последовательно от сечения к сечению по тракту двигателя (см. рис. 7.4).

1. Определение параметров на входе в компрессор.

Для заданного H по стандартной атмосфере (ГОСТ 4401—81) определяются p_H [Па], T_H (К) и a [м/с]. По заданной величине M_H определяется значение $\sigma_{вх}$. Приращение энтальпии во входном устройстве:

$$\Delta i_{вх}^* = \frac{M_H^2 a^2}{2}. \quad (7.49)$$

Скорость полета (7.20) $V_H = M_H \cdot a$.

Температура на входе в компрессор $T_B^* = T_H^*$ определяется из уравнения (1.13) при $q_T = 0$:

$$\Delta i_{вх}^* - i(T_B^*, T_H, 0) = 0. \quad (7.50)$$

Для решения уравнений типа (1.13) и (1.18) на ЭВМ каким-либо стандартным методом достаточно составить алгоритм вычисления невязки через независимые переменные (невязка — правая часть уравнения, отличная от нуля в процессе решения). Поиск решения, при котором невязка обращается в нуль с заданной точностью ϵ , может осуществляться соответствующими стандартными программами из математического обеспечения ЭВМ.

Давление изэнтропически заторможенного потока p_H^* определяется по уравнению (1.17):

$$p_H^*/p_H = \Pi(T_B^*, T_H, 0), \quad (7.51)$$

а полное давление

$$p_B^* = p_H^* \sigma_{вх}^*. \quad (7.52)$$

2. Определение параметров на входе в камеру сгорания.

По заданному значению π_K^* находится (7.21):

$$p_K^* = p_B^* \pi_K^*.$$

Температуру за компрессором для случая изэнтропического сжатия T_{Ks}^* определяем из уравнения (1.18):

$$p_K^*/p_B^* - \Pi(T_{Ks}^*, T_B^*, 0) = 0, \quad (7.53)$$

а изэнтропическую работу компрессора $L_{Ks}^* = \Delta i_{Ks}^*$ по уравнению (1.12)

$$\Delta i_{Ks}^* = i(T_{Ks}^*, T_B^*, 0). \quad (7.54)$$

Работа компрессора равна $L_K = L_{Ks}^*/\eta_K$, а температура за компрессором T_K^* находится решением уравнения (1.13) при условии $L_K = \Delta i_K^*$:

$$\Delta i_K^* - i(T_K^*, T_B^*, 0) = 0. \quad (7.55)$$

3. Определение параметров перед турбиной и относительного расхода топлива.

Температура газа перед турбиной T_T^* задана, а давление находится из условия (7.23) $p_T^* = p_K^* \sigma_K$. Относительный расход топлива определяется из условия теплового баланса камеры сгорания (5.5), записанного в виде:

$$q_T = \frac{i_T^* - i_K^*}{H_u \eta_T - i_T^*}. \quad (7.56)$$

Расчет q_T ведется последовательными приближениями. На первом шаге принимается $q_{T1} = 0$, а по уравнению (1.11) вычисляются

$$i_{T1}^* - i(T_T^*, 293K, q_{T1}) \text{ и}$$

$$i_K^* = i(T_K^*, 293K, 0).$$

Из уравнения (7.56) по найденным значениям i_{T1}^* и i_K^* определяется q_{T2} второго приближения, значение которого используется при расчете на втором шаге и так далее. Требуемая точность как правило достигается после двух—трех приближений. В итоге находится величина q_T и может быть определен коэффициент избытка воздуха в камере сгорания

$$\alpha = \frac{1}{q_T L_0}.$$

4. Определение параметров за турбиной.

Используя уравнение (7.25), находим работу турбины $L_T = |\Delta i_T^*|$:

$$L_T = \frac{L_K}{(1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) \eta_m}, \quad (7.57)$$

где $\delta_{отб}$ определяется соотношением (7.27):

$$\delta_{отб} = \frac{(1 + q_T) \delta_{охл}}{(1 + q_T) \delta_{охл} + 1}.$$

Температура за турбиной T_T^* получается из решения уравнения (1.13):

$$\Delta i_T^* - i(T_T^*, T_T^*, q_T) = 0. \quad (7.58)$$

В этом уравнении $\Delta i_T^* < 0$, так как в турбине идет процесс расширения с уменьшением энтальпии и $T_T^* < T_T^*$.

Изэнтропическая работа турбины $L_{Ts}^* = |\Delta i_{Ts}^*|$ определяется из условия $L_{Ts}^* = L_T/\eta_T^*$, а соответствующая ей температура газа за турбиной T_{Ts}^* находится при решении уравнения (1.13)

$$\Delta i_{Ts}^* - i(T_T^*, T_{Ts}^*, q_T) = 0. \quad (7.59)$$

Здесь $\Delta i_{Ts}^* < 0$, $T_{Ts}^* < T_T^*$. Степень понижения давления в турбине $\pi_T^* = p_T^*/p_T^*$ можно определить по уравнению (1.17):

$$1/\pi_T^* = p_T^*/p_T^* = \Pi(T_{Ts}^*, T_T^*, q_T). \quad (7.60)$$

Давление за турбиной $p_t^* = p_r^* / \pi_t^*$. За турбиной происходит полное смешение основного потока газа с воздухом, охлаждающим турбину. С некоторым приближением энтальпию смешанного потока можно определить из следующего уравнения в предположении, что $T_{в.охл} = T_k^*$ и $\delta_{отб} = \delta_{воз}$:

$$i_{т.см}^*(T_{т.см}^*, 293K, q_{т.см}) = \frac{(1 + q_t)(1 - \delta_{отб}) i_t^*(T_t^*, 293K, q_t) + \delta_{воз} i_k^*(T_k^*, 293K, 0)}{(1 + q_t)(1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз}}, \quad (7.61)$$

а затем найти $T_{т.см}^*$ из уравнения (1.11), записанного в виде:

$$i_{т.см}^* - i(T_{т.см}^*, 293K, q_{т.см}), \quad (7.62)$$

$$q_{т.см} = q_t(1 - \delta_{отб}). \quad (7.63)$$

5. Определение параметров перед реактивным соплом.

Для ТРД. Температура газа $T_c^* = T_{т.см}^*$, а давление $p_{cs}^* = p_t^* \sigma_r$. Коэффициент изменения массы определяется соотношением (7.29):

$$\beta_r = (1 + q_t)(1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз}.$$

Для ТРДФ. Температура форсажа $T_{ф}^*$ задана, а давление находится из условия (7.30): $p_{ф}^* = p_t^* \sigma_{ф.к}$. У ТРДФ $T_a^* = T_{ф}^*$. Относительный расход форсажного топлива определяется из условия теплового баланса форсажной камеры (5.4), записанного в виде:

$$q_{т.ф} = \frac{(1 + q_{т.см})(i_{ф}^* - i_{т.см}^*)}{H_{\mu} \eta_{г.ф} - i_{ф}^*}. \quad (7.64)$$

Расчет $q_{т.ф}$ ведется последовательными приближениями. В первом приближении задается $q_{т.ф} = q_{т.см}$, а по уравнению (1.11) вычисляется $i_{ф1}^*$ — первое приближения

$$i_{ф1}^* = i(T_{ф}^*, 293K, q_{т.см}). \quad (7.65)$$

По уравнению (7.64) для $i_{ф1}^*$ определяется $q_{т.ф2}$ — второго приближения, значение которого используется при расчете на следующем шаге и так далее. Требуемая точность здесь практически всегда достигается после двух—трех приближений. Далее можно определить суммарный коэффициент избытка воздуха в двигателе по относительному суммарному расходу топлива $q_{т\Sigma} = q_{т.см} + q_{т.ф}$:

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{1}{(q_{т.см} + q_{т.ф}) L_0}. \quad (7.66)$$

Остается найти коэффициент изменения массы

$$\beta_{г.ф} = (1 + q_t)(1 - \delta_{отб}) + q_{т.ф} + \delta_{воз}. \quad (7.67)$$

6. Определение скорости истечения из реактивного сопла для случая полного расширения ($p_c = p_H$).

Располагаемый перепад давления на реактивном сопле

$$\pi_{с.р} = p_{cs}^* / p_H.$$

Температуру на срезе сопла T_{cs} вычисляем по уравнению (1.18):

$$p_H / p_{cs}^* - \Pi(T_{cs}, T_c^*, q_{т\Sigma}) = 0, \quad (7.68)$$

а изменение энтальпии при изэнтропическом расширении в реактивном сопле по уравнению (1.12):

$$\Delta i_{cs} = i(T_{cs}, T_c^*, q_{т\Sigma}). \quad (7.69)$$

Здесь $\Delta i_{cs} < 0$, так как $T_{cs} < T_c^*$. Скорость истечения из реактивного сопла

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2(-\Delta i_{cs})}. \quad (7.70)$$

7. Определение удельной тяги и удельного расхода топлива.

У ТРД для случая, когда $p_c = p_H$:

$$\left. \begin{aligned} P_{уд} &= \beta_{г.ф} c_c - V_H; \\ C_{уд} &= \frac{3600 q_{т.см}}{P_{уд}}. \end{aligned} \right\} \quad (7.71)$$

У ТРДФ для случая полного расширения в реактивном сопле ($p_c = p_H$)

$$\left. \begin{aligned} P_{уд} &= \beta_{г.ф} c_c - V_H; \\ C_{уд} &= \frac{3600 (q_{т.см} + q_{т.ф})}{P_{уд}}. \end{aligned} \right\} \quad (7.72)$$

8. Определение расхода воздуха через двигатель

$$G_B = P / P_{уд}. \quad (7.73)$$

Площадь любого проходного сечения газодинамического тракта двигателя можно определить по уравнению (7.44):

$$F_i = \frac{G_i \sqrt{T_i^*}}{m_{кр i} q(\lambda_i) p_i^* \mu_i}. \quad (7.74)$$

В это уравнение входит газодинамическая функция плотности тока

$$q(\lambda_i) = \lambda_i \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_i^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (7.75)$$

и коэффициент $m_{кр i} = m_{кр}(k, R)$, определяемый выражением (7.45). При определении проходных сечений F_i по уравнению (7.74) находится значение газовой постоянной $R = R(q_t)$, по уравнению (1.15)—теплоемкость $c_p = c_p(T_i^*, q_t)$, а затем показатель адиабаты (1.19)

$$k = \frac{c_p}{(c_p - R)}.$$

Теперь можно найти значения $m_{кр i}$ (7.45) и $q(\lambda_i)$ (7.75) и определить по уравнению (7.74) F_i . На этом задачу термогазодинамического расчета можно считать выполненной.

Принцип построения программы расчета ГТД на ЭВМ в виде укрупненной схемы показан на рис. 8.77.

Термогазодинамический расчет газогенератора ТРДД по математической модели второго уровня.

Для расчета газогенератора ТРДД по математической модели второго уровня должны быть заданы те же параметры, что и в математической модели первого уровня. Расчет ведется последовательно от сечения к сечению по тракту газогенератора, начиная от сечения ви (см. рис. 7.5).

1. На входе в компрессор параметры $T_{вн}^*$ и $p_{вн}^*$ заданы.
2. Параметры воздуха на входе в камеру сгорания p_k^* и T_k^* определяются по уравнениям (7.21) и (7.55).
3. Параметры газа перед турбиной: T_g^* — задана, p_g^* и q_t определяются по уравнениям (7.23) и (7.56).
4. Параметры газа за турбиной и степень понижения давления турбины находится по уравнениям: $p_{т.к}^*$ (7.60), $T_{т.к}^*$ (7.58), $T_{т.к.см}^*$ (7.62), $p_{т.к}^*$ (7.13) и $q_{т.см}$ (7.63).
5. Степень повышения давления в газогенераторе определяется по уравнению (7.46), а степень подогрева

$$\theta_{гг} = T_{т.к.см}^* / T_{вн}^* \quad (7.76)$$

непосредственно по определенному ранее значению $T_{т.к.см}^*$ (7.62) и заданной величине $T_{вн}^*$.

Приведенная температура газа перед турбиной

$$T_{г.пр}^* = T_g^* T_0 / T_{вн}^* \quad (7.77)$$

по заданным значениям T_g^* и $T_{вн}^*$.

6. Определение проходных сечений проточной части газогенератора F_i проводится с помощью уравнений (7.74), (7.75) и (7.45).

Рассмотренные выше математические модели второго уровня для расчетных режимов ТРД, ТРДФ и газогенератора ТРДД получились довольно громоздкими, и поэтому расчеты с использованием этих математических моделей рационально проводить только на ЭВМ в соответствии со схемой, показанной на рис. 8.77.

Термогазодинамический расчет двигателя и газогенератора по математической модели первого уровня, приведенный в начале настоящей главы, можно уточнить, учитывая с некоторым приближением влияние температуры и состава газа на величины показателя адиабаты и газовой постоянной, а расчет вести методом последовательных приближений. Тогда этот уточненный термогазодинамический расчет с некоторым допущением можно использовать как модель второго уровня. Такая модель получается более простой и менее громоздкой по сравнению с основной моделью второго уровня, а расчеты по ней можно вести не только на ЭВМ, но и на микрокалькуляторах.

Уточнение величин k и R в процессе расчета, т. е. учет изменения c_p , ведется следующим образом. В первом приближении c_p и R , а затем и $k = c_p / (c_p - R)$ определяются по температурам, соответствующим началу термодинамического процесса. Значения c_p и R определяются по уравнениям (1.9) и (1.15) или берутся с графиков (см. рис. 1.11, 1.12), а показатель адиабаты определяется как $k = c_p / (c_p - R)$. Далее по уравнениям (7.19) $T_{вн}^*$, (7.22) T_k^* , (7.28) T_g^* определяются в первом приближении указанные температуры, а также остальные параметры, зависящие от k и R . После этого находится средняя температура в каждом процессе, равная полусумме начальной и конечной температур, и для нее определяются с помощью уравнений (1.9) и (1.15) или

по графикам (рис. 1.11, 1.12) новые значения c_p , а по ним находится k . Затем весь процесс повторяется (с новыми значениями k и если нужно R). Два—три таких приближения дают удовлетворительный результат. Математические модели высшего уровня всегда можно использовать на более низком уровне. Так, математическую модель второго уровня можно использовать при расчетах двигателей и газогенераторов на первом уровне.

7.2. ЗАВИСИМОСТИ УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ТРД ОТ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

При проектировании двигателя одним из главных этапов является выбор его основных параметров π_k^* и T_g^* . Это связано с тем, что удельная тяга $P_{уд}$ и удельный расход топлива $C_{уд}$ в основном зависят от основных параметров рабочего процесса и условий полета (M_n и H). Для иллюстрации этого на рис. 7.6 показано изменение $P_{уд}$ и $C_{уд}$ в зависимости от степени повышения давления компрессора и температуры газа перед турбиной при условии $M_n = 0$ и $H = 0$. Выбранные здесь уровни параметров $T_g^* = 1600$ К (рис. 7.6, а) и $\pi_k^* = 15$ (рис. 7.6, б) близки к соответствующим величинам для двигателей третьего-четвертого поколений, нашедших применение на сверхзвуковых пассажирских самолетах (СПС). Поэтому значения удельных параметров в заштрихованной области на рис. 7.6 дают представление о возможном уровне параметров ТРД. Как видно из рис. 7.6, а, при изменении π_k^* величина удельной тяги проходит через максимум, а удельного расхода — через минимум. При изменении T_g^* (см. рис. 7.6, б) только $C_{уд}$ имеет минимальное значение, так как при увеличении T_g^* удельная тяга монотонно растет. Естественное стремление получить от двигателя высокую удельную тягу при более низких (по возможности) удельных расходах топлива всегда требует компромиссных решений при выборе основных параметров рабочего процесса. Это связано с тем, что значения π_k^* , при которых $P_{уд}$ достигает

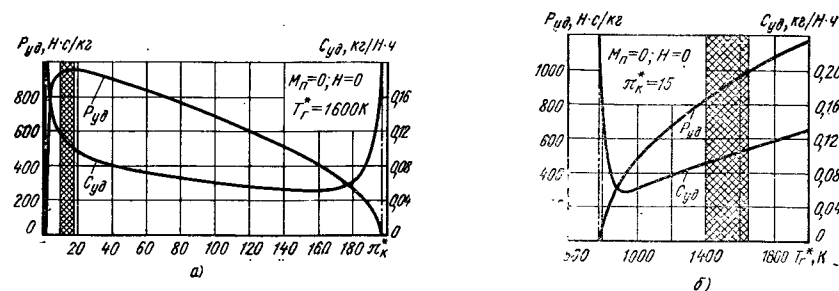


Рис. 7.6. Типичное изменение $P_{уд}$ и $C_{уд}$ ТРД от π_k^* (а) и T_g^* в статических условиях (б)

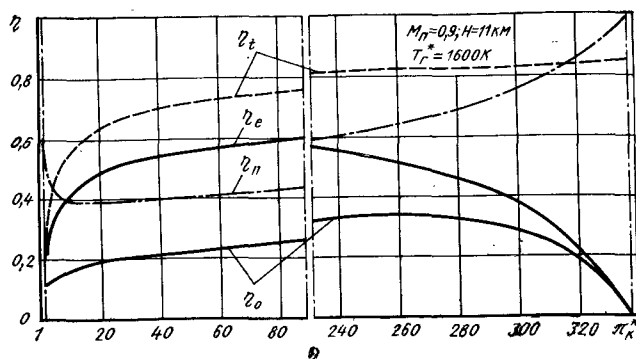
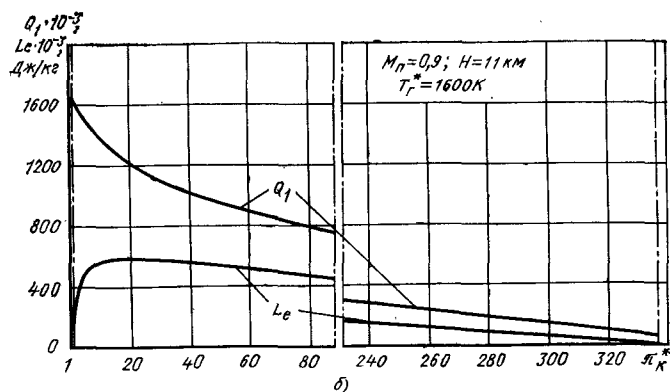
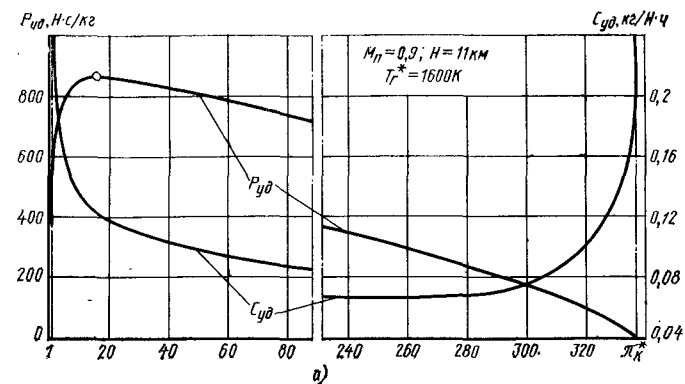


Рис. 7.7. Зависимость параметров цикла ТРД, удельной тяги и удельного расхода топлива от π_{κ}^*

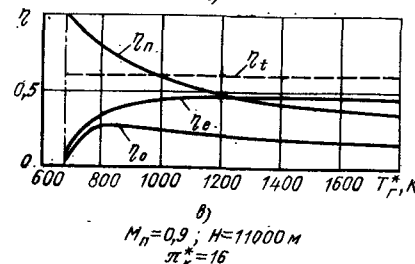
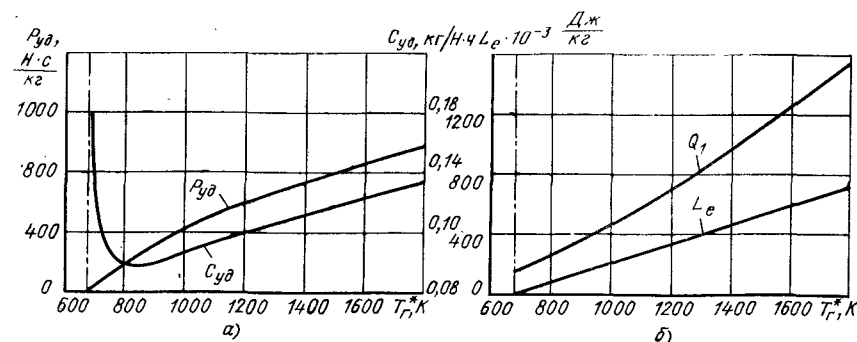


Рис. 7.8. Зависимость параметров цикла ТРД, удельной тяги и удельного расхода топлива от $T_{г}^*$

максимума, существенно отличаются от значений π_{κ}^* , при которых $C_{уд}$ достигает минимума. С другой стороны, всегда желательный рост удельной тяги, связанный с увеличением температуры газа, начиная с достаточно низких значений $T_{г}^*$, приводит к увеличению удельного расхода топлива.

Рассмотрим более подробно зависимости $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от π_{κ}^* и $T_{г}^*$ в полетных условиях ($M_{п} = 0,9$; $H = 11$ км). Обратимся к графикам на рис. 7.7 и 7.8, где представлены изменения удельных параметров ТРД (рис. 7.7, а), эффективной работы цикла — L_e , количество подведенного к двигателю тепла — Q_1 (рис. 7.7, б), а также коэффициенты полезного действия в зависимости от π_{κ}^* и $T_{г}^*$. Объяснение характера изменения работы — L_e , количества подведенного тепла — Q_1 и эффективного КПД — η_e (рис. 7.7, в) от общей степени повышения давления $\pi_{\Sigma} = \pi_{\nu}^* \pi_{\kappa}^*$ и степени повышения температуры $\theta = T_{г}^*/T_{н}$ было дано в гл. 1.

При неизменных полетных условиях ($M_{п} = 0,9$; $H = 11$ км) степень повышения давления во входном устройстве $\pi_{\nu}^* = \text{const}$ ($\pi_{\nu}^* > 1$) и $T_{н} = \text{const}$. Отсюда следует, что при $\pi_{\kappa}^* = 1$ (рис. 7.7, б) $\pi_{\Sigma} = \pi_{\nu}^*$ и эффективная работа $L_e > 0$. С ростом π_{κ}^* и, соответственно, $\pi_{\Sigma} = \text{const}$ эффективная работа сначала увеличивается, проходит через максимальное значение, а затем монотонно уменьшается и приходит к $L_e = 0$, т. е. наступает «вырождение» ТРД (см. рис. 1.14 и 7.7, б). С ростом $T_{г}^*$ при $\pi_{\kappa}^* = \text{const}$ эффективная работа всегда возрастает (см. рис. 1.14 и 7.8, б). Существует для каждого значения π_{κ}^* минимальное значение $T_{г}^*$, при котором ТРД «вырождаются» и $L_e = 0$.

У ТРД L_e идет на увеличение кинетической энергии газоздушного потока, проходящего через двигатель (1.29):

$$L_e = (c_c^2 - V_n^2)/2.$$

С другой стороны, выражение удельной тяги при полном расширении в реактивном сопле и коэффициенте изменения массы $\beta_r = 1$ имеет вид:

$$P_{уд} = c_c - V_{п.}$$

В итоге можем получить уравнение

$$P_{уд} = \sqrt{2L_e + V_{п.}^2} - V_{п.}, \quad (7.78)$$

которое однозначно связывает $P_{уд}$ с L_e .

Из полученного уравнения следует, что при $V_{п.} = \text{const}$ ($M_{п.} = \text{const}$, $H = \text{const}$) $P_{уд}$ при изменении π_k^* и T_r^* качественно ведет себя так же, как L_e , т. е. имеет максимум и обращается в нуль там же, где и L_e (см. рис. 7.7 и 7.8). Степень повышения давления компрессора $\pi_{к. \text{ опт.}}$, соответствующую $P_{уд \text{ max}}$, будем называть оптимальной.

Удельный расход топлива определяется уравнением (7.39) и при условии $\delta_{отб} = 0$ имеет вид

$$C_{уд} = 3600q_T/P_{уд}. \quad (7.79)$$

Относительный расход топлива q_T пропорционален количеству подведенного к двигателю тепла Q_1 ; которое, в свою очередь, зависит от разности температур перед турбиной T_r^* и за компрессором T_k^* . При увеличении π_k^* и неизменном значении T_r^* будет расти температура за компрессором T_k^* и, как следствие, уменьшаться Q_1 и q_T (рис. 7.7, б), а с ростом T_r^* при неизменном π_k^* ($T_k^* = \text{const}$) — увеличиваться (рис. 7.8, б).

С другой стороны, удельный расход топлива $C_{уд}$ при неизменной скорости полета ($V_{п.} = \text{const}$) меняется обратно пропорционально общему КПД двигателя $\eta_0 = \eta_{п.}\eta_e$ (см. гл. 1, уравнение 1.59). С увеличением π_k^* (см. рис. 7.7) $C_{уд}$ сначала интенсивно уменьшается из-за сильного роста эффективного КПД — η_e , который в рабочей области с $\pi_k^* < 40$ следит за термическим КПД — η_t , затем продолжает монотонно уменьшаться за счет роста полетного КПД — $\eta_{п.}$ связанного с уменьшением $P_{уд}$ из-за уменьшения скорости истечения из реактивного сопла c_c , а при «вырождении» двигателей ($P_{уд} \rightarrow 0$) $C_{уд}$ стремится к бесконечности, так как $\eta_e \rightarrow 0$. Минимум $C_{уд}$ получается при значениях π_k^* намного превышающих значение $\pi_{к. \text{ опт.}}$, соответствующее $P_{уд \text{ max}}$, при очень низких значениях $P_{уд}$, т. е. практически в нерабочей области по π_k^* .

С ростом T_r^* (см. рис. 7.8) $C_{уд}$ вначале резко уменьшается из-за роста η_e и достигает минимума при относительно низких значениях T_r^* и, как следствие, малых значениях $P_{уд}$. При дальнейшем росте T_r^* удельный расход топлива монотонно возрастает за счет уменьшения $\eta_{п.}$ связанного с ростом $P_{уд}$ из-за роста c_c .

В итоге, в рабочей области по π_k^* с ростом последней $P_{уд}$ проходит через максимальное значение, а $C_{уд}$ все время умень-

шается. В рабочей области по T_r^* , где $C_{уд} > C_{уд \text{ min}}$, при увеличении T_r^* удельные тяга и расход топлива монотонно увеличиваются.

Поставим задачу найти оптимальное значение π_k^* ($\pi_{к. \text{ опт.}}$), соответствующее максимальному значению $P_{уд}$ ($P_{уд \text{ max}}$) при условиях $M_{п.} = \text{const}$, $H = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$. Значение $\pi_{к. \text{ опт.}}$ можно найти из решения уравнения $dP_{уд}/d\pi_k^* = 0$.

Запишем уравнение $P_{уд}$ (7.38), введя в него C_c , определяемую уравнением (7.32):

$$P_{уд} = \beta_r \Phi_c \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} R_r T_r^* \left(1 - 1/\pi_k^{k_r - 1}\right)} - V_{п.} \quad (7.80)$$

В данном уравнении $\pi_{с.р} = \pi_k^* \pi_{к. \text{ опт.}} \sigma_{к. \text{ с.с.}}/\pi_k^*$, а величины β_r и Φ_c практически не зависят от π_k^* . Учитывая также, что градиент $P_{уд}$ в районе максимума меняется относительно слабо (см. рис. 7.6, а и 7.7, а), можно ввести некоторые приближения, например, $k_r = k$ и $R_r = R$, которые не будут существенно влиять на конечный результат. Анализ уравнения (7.80) приводит к тому, что для поставленных условий и принятых приближений максимум $P_{уд}$ будет достигаться тогда же, когда максимальной будет функция

$$y = T_r^* \left[1 - \left(\frac{\pi_k^*}{\pi_{к. \text{ опт.}}^* \sigma_{к. \text{ с.с.}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]. \quad (7.81)$$

Используя уравнение (7.28), выразим температуру T_r^* через T_r^* , введя в него комплекс $m_T = \eta_T^* + (1 - \eta_T^*) \pi_k^{k-1}$, слабо зависящий от π_k^* :

$$T_r^* = T_r^* m_T / \pi_k^{\frac{k-1}{k}}. \quad (7.82)$$

Затем комплекс $1/\pi_k^{\frac{k-1}{k}}$ выразим через T_r^* и π_k^* , используя условие (7.25) с ранее принятым приближением $(1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) = 1$:

$$1/\pi_k^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{T_r^*}{T_r^*} \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k \eta_T^* \eta_m}. \quad (7.83)$$

Заменим в уравнении (7.81) температуру T_r^* и комплекс $1/\pi_k^{\frac{k-1}{k}}$ через полученные выражения (7.82) и (7.83):

$$y = T_r^* m_T \left[1 - \frac{T_r^*}{T_r^*} \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k \eta_T^* \eta_m} - \frac{1}{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} (\pi_k^* \sigma_{к. \text{ с.с.}})^{\frac{k-1}{k}}} \right]. \quad (7.84)$$

Заменив уравнение $dP_{уд}/d\pi_k^* = 0$ на уравнение $dy/dx = 0$, где $x = \pi_k^{* \frac{k-1}{k}}$, найдем $\pi_{k, \text{ опт}}^*$:

$$\frac{dy}{dx} = T_r^* m_r \left[-\frac{T_b^*}{T_r^*} \frac{1}{\eta_k \eta_t^* \eta_m} + \frac{1}{\pi_{k, \text{ опт}}^{* \frac{k-1}{k}}} \frac{1}{(\pi_{V \sigma_{k, c \sigma_r}}^*)^{\frac{k-1}{k}}} \right] = 0. \quad (7.85)$$

В итоге, решая уравнение (7.85), получим

$$\pi_{k, \text{ опт}}^* = \left[\frac{T_r^*}{T_b^*} \eta_k \eta_t^* \eta_m \frac{1}{(\pi_{V \sigma_{k, c \sigma_r}}^*)^{\frac{k-1}{k}}} \right]^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (7.86)$$

Заменив далее температуру T_b^* через $M_{\text{п}}$ и T_H (7.19)

$$T_b^* = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{п}}^2 \right),$$

а степень повышения давления на входном устройстве π_V^* через $M_{\text{п}}$ и $\sigma_{\text{вх}}$:

$$\pi_V^* = p_{\text{н}}^* \sigma_{\text{вх}} / p_H = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{п}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{\text{вх}},$$

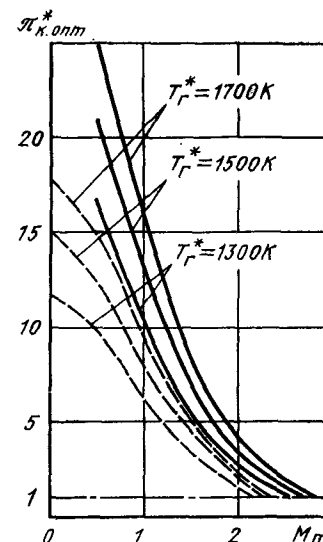
получим выражение для $\pi_{k, \text{ опт}}^*$ в окончательном виде:

$$\pi_{k, \text{ опт}}^* = \left[\frac{T_r^*}{T_H} \eta_k \eta_t^* \eta_m \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{п}}^2 \right) (\sigma_{\text{вх}} \sigma_{k, c \sigma_r})^{\frac{k-1}{k}}} \right]^{\frac{k}{2(k-1)}}. \quad (7.87)$$

Таким образом, $\pi_{k, \text{ опт}}^*$ зависит от $M_{\text{п}}$, высоты полета (значение T_H), температуры газа перед турбиной T_r^* и коэффициентов, учитывающих потери в элементах двигателя. На рис. 7.9 показаны зависимости $\pi_{k, \text{ опт}}^*$ для ТРД от числа $M_{\text{п}}$, высоты полета и температуры T_r^* . С ростом $M_{\text{п}}$ оптимальное значение π_k^* резко уменьшается, с ростом H до 11 км — увеличивается за счет уменьшения температуры окружающей среды T_H . При увеличении T_r^* оптимальное значение π_k^* увеличивается. Когда $\pi_{k, \text{ опт}}^*$ становится равным единице, это означает, что турбокомпрессор ТРД уже не обеспечивает повышение тяги по сравнению с тягой СПВРД, т. е. наибольшая удельная тяга получается у бескомпрессорного прямоточного двигателя.

Рассмотрим подробнее изменение $P_{уд}$ и $C_{уд}$ при различных полетных условиях в зависимости от π_k^* и T_r^* . На рис. 7.10 показаны закономерности протекания $P_{уд}$ в стартовых условиях ($M_{\text{п}} = 0$; $H = 0$), для $M_{\text{п}} = 0,9$; $H = 11$ км и $M_{\text{п}} = 2,2$; $H = 11$ км. Как видно из рис. 7.10 с ростом π_k^* удельная тяга про-

Рис. 7.9. Зависимость оптимального значения π_k^* для ТРД от условий полета и температуры газа перед турбиной (— $H = 11 \dots 23$ км; --- $H = 0$)



ходит через максимальное значение и при дальнейшем росте π_k^* уменьшается, а при увеличении T_r^* все время растет, причем темп роста тем больше, чем выше значение π_k^* . Такое изменение $P_{уд}$, как было показано ранее, связано с изменением эффективной работы цикла ТРД в зависимости от π_k^* и T_r^* . С ростом $M_{\text{п}}$ величины удельной тяги уменьшаются за счет того, что рост скорости полета при $H = \text{const}$ всегда опережает рост скорости истечения из реактивного сопла из-за уменьшения Q_1 . Повышение T_r^* увеличивает уровень $P_{уд}$, не меняя, однако, общего характера указанных закономерностей. С увеличением высоты полета при $M_{\text{п}} = \text{const}$ от $H = 0$ до $H = 11$ км при прочих равных условиях L_e и $P_{уд}$ возрастают за счет увеличения степени повышения температуры $\theta = T_r^*/T_H$, связанного со снижением T_H до $H = 11$ км. Выше 11 км (до $H = 20$ км) температура воздуха T_H почти не меняется и при постоянных значениях $M_{\text{п}}$ и T_r^* эффективная работа цикла и удельная тяга остаются неизменными.

Изменение $C_{уд}$ в зависимости от π_k^* и T_r^* при различных полетных условиях показано на рис. 7.11. Как видно из этого рисунка, практически при любых сочетаниях $M_{\text{п}}$ и H рост π_k^* в области ее рабочих значений приводит к уменьшению $C_{уд}$ из-за роста общего КПД — η_o , а рост T_r^* — к увеличению $C_{уд}$ за счет уменьшения полетного КПД — $\eta_{\text{п}}$ и связанного с этим уменьшения η_o . Рост числа M полета слабо сказывается на $C_{уд}$, так как, в соответствии с уравнением (7.79), уменьшение $P_{уд}$ компенсируется снижением относительного расхода топлива — q_t за счет роста T_b^* и последующего роста температуры воздуха за компрессором T_k^* . Рост высоты полета в области от $H = 0$ до $H = 11$ км при $M_{\text{п}} = \text{const}$ также слабо влияет на величину $C_{уд}$, так как при этом увеличение $P_{уд}$ происходит в связи с увеличением q_t , зависящего от T_b^* и T_k^* . В диапазоне высот $H = 11 \dots 20$ км при прочих равных условиях $C_{уд}$ остается постоянным, так как в этом диапазоне высот температура окружающей среды в соответствии со стандартной атмосферой не меняется.

Как было показано ранее, существует минимум удельного расхода топлива по π_k^* и T_r^* (см. рис. 7.6 и 7.7), но он практически всегда попадает в область нереальных значений этих параметров

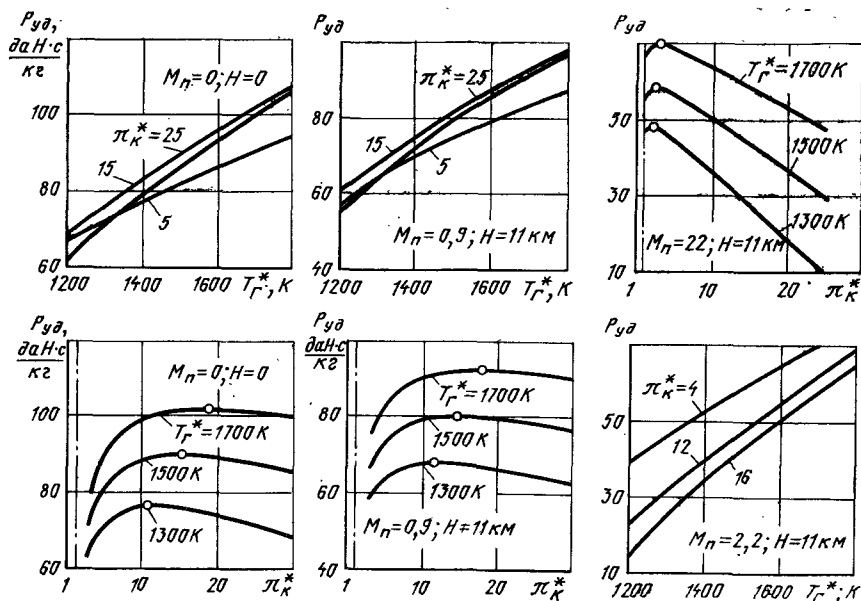


Рис. 7.10. Зависимость удельной тяги ТРД от π_k^* и T_g^* при различных условиях полета

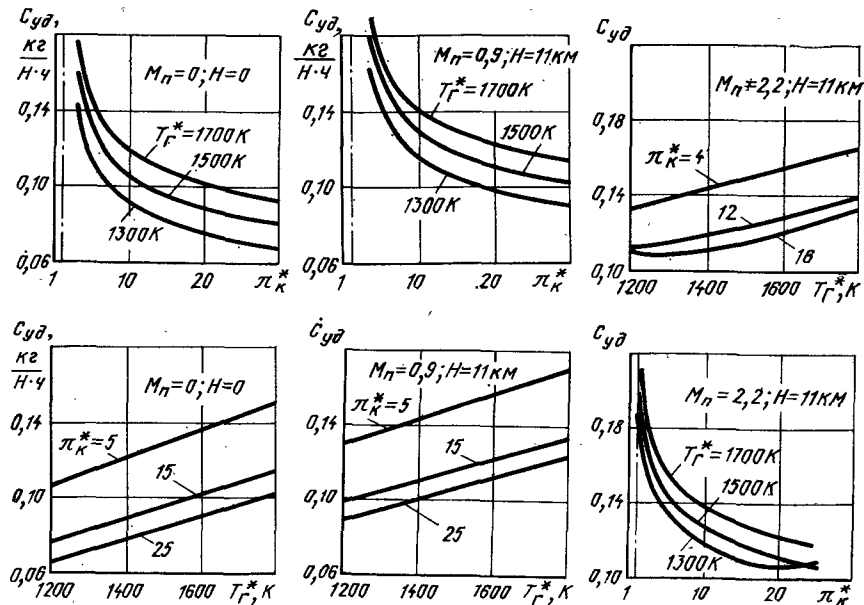


Рис. 7.11. Зависимость удельного расхода топлива ТРД от π_k^* и T_g^* при различных условиях полета

Рис. 7.12. Зависимость удельного расхода топлива ТРД от T_g^* при различных значениях π_k^* для $M_n = 2,2$ и $H = 11$ км

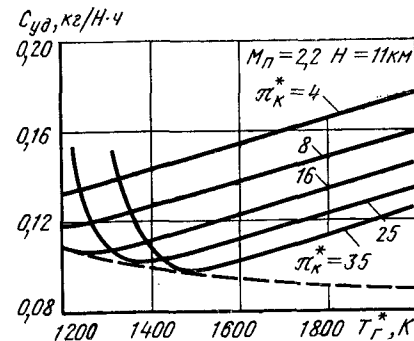
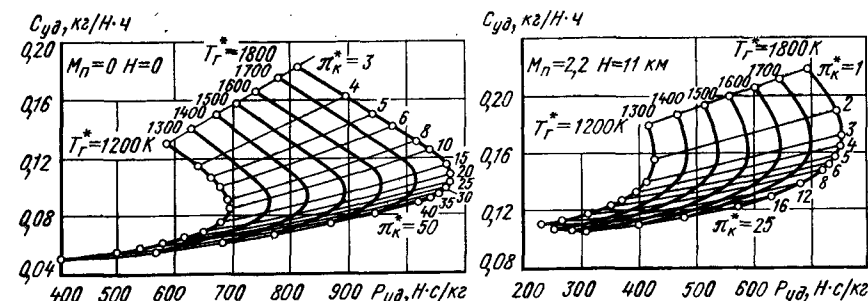


Рис. 7.13. Зависимость удельного расхода топлива ТРД от удельной тяги при различных сочетаниях π_k^* и T_g^* для $M_n = 0$; $H = 0$ и $M_n = 2,2$; $H = 11$ км



(область очень высоких значений π_k^* и относительно низких T_g^*). Так, при $M_n = 2,2$; $H = 11$ км минимальное значение $C_{уд}$ получается при $\pi_k^* = 20$ и $T_g^* = 1300$ К (рис. 7.11), тогда как соответствующее этой температуре значение $\pi_{k, опт}^* = 2$ (рис. 7.9). Это еще лучше видно на рис. 7.12. Если, например, принять значение температуры газа перед турбиной $T_g^* = 1500$ К, близкое к реальным значениям для ТРД, то при этом $\pi_{k, эк}^*$, соответствующее $C_{уд min}$ (пунктирная кривая на рис. 7.12), будет иметь значение, равное ~ 35 при $\pi_{k, опт}^* = 2,5$ (см. рис. 7.9). На практике всегда останавливаются на π_k^* , существенно меньших $\pi_{k, эк}^*$ и близких к $\pi_{k, опт}^*$, чтобы получить по возможности большую удельную тягу и меньшую массу двигателя.

При выборе параметров двигателя удобно пользоваться зависимостями $C_{уд}$ от $P_{уд}$, приведенными на рис. 7.13, которые строятся в виде сеток по π_k^* и T_g^* для заданных условий полета. Здесь отчетливо видно, что рост T_g^* однозначно ведет к увеличению $P_{уд}$, а для улучшения экономичности при этом (уменьшения $C_{уд}$) необходимо увеличивать π_k^* .

7.3. ЗАВИСИМОСТИ СТЕПЕНЕЙ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ И ПОДОГРЕВА В ГАЗОГЕНЕРАТОРЕ ТРД ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Расчетная схема газогенератора ГТД на примере газогенератора ТРДД показана на рис. 7.5. Эффективность газогенератора можно характеризовать степенью повышения

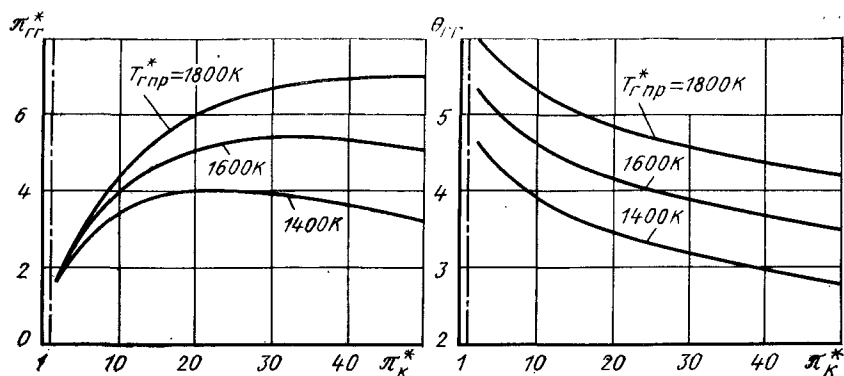


Рис. 7.14. Зависимости $\pi_{гг}^*$ и $\theta_{гг}^*$ в газогенераторе от степени повышения давления компрессора и приведенной температуры газа перед турбиной

давления $\pi_{гг}^*$ (7.46) и степенью подогрева $\theta_{гг}^*$ (7.47) в нем.

Проведем анализ зависимостей $\pi_{гг}^*$ и $\theta_{гг}^*$ от степени повышения давления в компрессоре газогенератора π_k^* и приведенной температуры газа перед турбиной $T_{г.пр}^*$ (7.48), показанных на рис. 7.14. Изменение $\pi_{гг}^*$ от π_k^* связано с нелинейной зависимостью приведенной работы турбины L_T/T_g^* от $\pi_{т.к}^*$. Вначале с ростом π_k^* и следующим за этим увеличением работы турбины при $T_g^* = \text{const}$ и $T_{вн} = \text{const}$ степень понижения давления на турбине $\pi_{т.к}^*$ увеличивается не очень интенсивно и $\pi_{гг}^*$ растет. Затем, при дальнейшем росте π_k^* , когда работы турбины и компрессора становятся большими, $\pi_{т.к}^*$ сильно возрастает, что приводит к постепенному замедлению роста $\pi_{гг}^*$, а далее и к уменьшению $\pi_{гг}^*$. Степень подогрева $\theta_{гг}^*$ с ростом π_k^* монотонно уменьшается из-за увеличения работы турбины, рост которой при $T_g^* = \text{const}$ и $T_{вн} = \text{const}$ приводит к уменьшению температуры $T_{т.к}^*$, и, следовательно, $\theta_{гг}^*$. Увеличение температуры T_g^* при прочих равных условиях приводит непосредственно к росту $\theta_{гг}^*$ (7.47), а $\pi_{гг}^*$ возрастает за счет уменьшения $\pi_{т.к}^*$.

7.4. ЗАВИСИМОСТИ УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ТРДФ ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Изменение $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ ТРДФ в зависимости от параметров рабочего процесса (π_k^* , T_g^* и $T_{ф}^*$) при различных условиях полета целесообразно рассматривать одновременно, поскольку характер изменения $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ определяется одними и теми же закономерностями.

Удельная тяга ТРДФ при полном расширении газа в реактивном сопле и коэффициенте изменения массы $\beta_{г.ф} = 1$ равна разности между скоростями истечения и полета

$$P_{уд.ф} = c_{с.ф} - V_{п}, \quad (7.88)$$

а удельный расход топлива при $\delta_{отб} = 0$ можно записать в виде:

$$C_{уд.ф} = \frac{3600 q_{т\sum}}{P_{уд.ф}}, \quad (7.89)$$

где $q_{т\sum} = q_t + q_{т.ф}$.

Суммарный относительный расход топлива $q_{т\sum}$ пропорционален общему количеству тепла Q_{\sum} , подведенному в цикле ТРДФ, которое в свою очередь, как было показано в гл. 1, пропорционально разности температур

$$Q_{\sum} = c_p (T_{ф}^* - T_{в}^*). \quad (7.90)$$

При неизменных условиях полета ($M_{п} = \text{const}$ и $H = \text{const}$) температура торможения на входе в двигатель $T_{в}^*$ постоянная. Если при этом принять условие $T_{ф}^* = \text{const}$, то $Q_{\sum} = \text{const}$ и, следовательно, $q_{т\sum} = \text{const}$. Отсюда приходим к выводу, что при поставленных условиях у ТРДФ удельный расход топлива обратно пропорционален удельной тяге

$$C_{уд.ф} \sim 1/P_{уд.ф}. \quad (7.91)$$

У ТРДФ и ТРД с одинаковыми параметрами рабочего процесса (π_k^* и T_g^*) с точностью до изменения коэффициента восстановления полного давления в форсажной камере располагаемые степени понижения давления в реактивном сопле одинаковы:

$$\pi_{с.р.ф} = \pi_{с.р.}$$

Если в качестве первого приближения принять, что $\Phi_{с.ф} = \Phi_{с.}$, $k_{г.ф} = k_{г.}$ и $R_{г.ф} = R_{г.}$, то отношение скоростей истечения из реактивных сопел ТРДФ (7.33) и ТРД (7.32) будут равны

$$c_{с.ф}/c_{с.} = \sqrt{T_{ф}^*/T_{г}^*}. \quad (7.92)$$

Введем понятие степени форсирования двигателя, которое при условии (7.92) можно записать как:

$$\bar{P}_{ф} = \frac{P_{уд.ф}}{P_{уд}} = \frac{c_{с.} \sqrt{T_{ф}^*/T_{г}^*} - V_{п}}{c_{с.} - V_{п}}. \quad (7.93)$$

При $V_{п} = 0$ степень форсирования будет иметь вид:

$$\bar{P}_{ф} = \sqrt{T_{ф}^*/T_{г}^*}. \quad (7.94)$$

На рис. 7.15 показаны зависимости $\bar{P}_{ф}$ и относительного удельного расхода топлива $\bar{C}_{уд.ф} = C_{уд.ф}/C_{уд}$ от температуры газа в форсажной камере, откуда видно, что с ростом $T_{ф}^*$ степень форсирования возрастает и еще более интенсивно возрастает относительный удельный расход топлива. Анализ уравнения (7.93) показывает, что с ростом скорости полета при постоянном значении

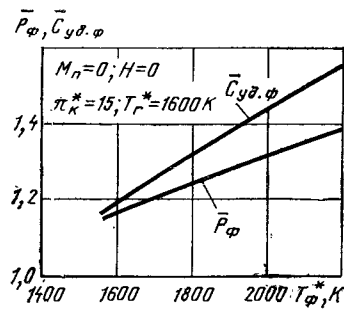


Рис. 7.15. Зависимость степени форсирования и относительного удельного расхода топлива ТРДФ от T_{ϕ}^*

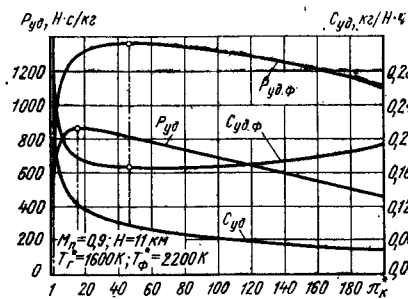


Рис. 7.16. Зависимость удельных тяг и удельных расходов топлива ТРД и ТРДФ от π_k^*

T_{ϕ}^*/T_r^* степень форсирования увеличивается, а это в свою очередь приводит к уменьшению относительного удельного расхода топлива с ростом скорости полета.

У ТРДФ $P_{уд.ф}$ во всей области изменения π_k^* больше $P_{уд}$ ТРД за счет более высокой температуры газа перед реактивным соплом и, следовательно, более высокой скорости истечения из реактивного сопла (рис. 7.16). Удельный расход топлива ТРДФ также выше, чем удельный расход топлива ТРД. Такое ухудшение экономичности ТРДФ по сравнению с ТРД связано с уменьшением как эффективного КПД из-за пониженного давления в форсажной камере сгорания по сравнению с основной камерой сгорания, так и полетного КПД за счет большего значения скорости истечения из реактивного сопла у ТРДФ.

Как и у ТРД, у ТРДФ есть оптимальная степень повышения давления компрессора $\pi_{к. опт. ф}$, соответствующая максимальной удельной тяге двигателя $P_{уд. ф макс.}$, а также $\pi_{к. эк. ф}$, соответствующая минимальному значению удельного расхода топлива $C_{уд. ф min.}$

Из анализа условия (7.91) можно сделать вывод, что $\pi_{к. эк. ф} = \pi_{к. опт. ф}$. Оптимальное значение π_k^* у ТРДФ имеет более высокое значение, чем у ТРД. Это объясняется тем, что с ростом π_k^* (см. рис. 7.16) располагаемые степени повышения давления в реактивных соплах у ТРДФ и ТРД меняются одинаково, а температуры газа перед реактивными соплами у ТРДФ и ТРД ведут себя по-разному. У ТРД температура газа перед реактивным соплом T_r^* с ростом π_k^* уменьшается, а у ТРДФ $T_{\phi}^* = \text{const}$. Уменьшение T_r^* с ростом π_k^* приводит к тому, что $C_{с. ф}$ у ТРД начинает уменьшаться при более низких значениях π_k^* по сравнению с $C_{с. ф}$ у ТРДФ, чем и объясняется разница в значениях оптимальных π_k^* у ТРДФ и ТРД ($\pi_{к. опт. ф} > \pi_{к. опт.}$).

Зависимость $\pi_{к. опт. ф}$ от параметров рабочего процесса была получена при рассмотрении термодинамического цикла ТРДФ в гл. 1 (см. уравнение 1.35). Заменив в уравнении (1.35) темпе-

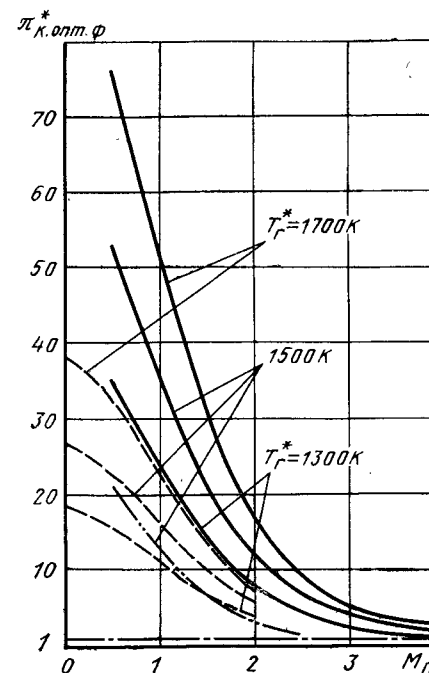
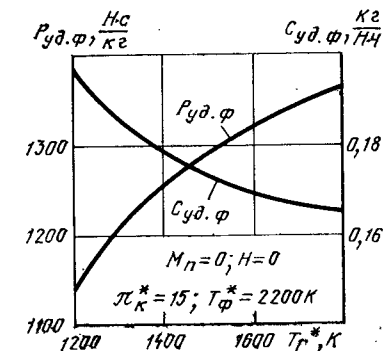


Рис. 7.17. Зависимость оптимального значения π_k^* (для ТРДФ) от условий полета и температуры газа перед турбиной:

— $H = 11 \dots 23$ км;
— — — $H = 0$; — — — $H = 11 \dots 23$ км для ТРД

Рис. 7.18. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ от T_r^*



ратуру торможения на входе в двигатель на температуру окружающей среды T_n и M_n , а также вводя в него механический КПД η_m , получим:

$$\pi_{к. опт. ф} = \left\{ \frac{1}{2} \left[1 + e \frac{T_r^*}{T_n} \frac{\eta_k \eta_r^* \eta_m}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)} \right] \right\}^{\frac{k}{k-1}}. \quad (7.95)$$

Из уравнения (7.95) видно, что с ростом высоты полета до 11 км $\pi_{к. опт. ф}$ увеличивается за счет уменьшения T_n , при увеличении M_n — уменьшается, а при возрастании T_r^* — растет. Температура газа в форсажной камере T_{ϕ}^* не влияет на значение $\pi_{к. опт. ф}$, так как она не входит в уравнение (7.95).

На рис. 7.17 показаны зависимости $\pi_{к. опт. ф}$ от M_n и T_r^* , полученные по уравнению (7.95) для двух различных высот полета. Для сравнения на графике нанесена зависимость $\pi_{к. опт. ф}$ ТРД для $H = 0$ и $T_r^* = 1500$ К, чтобы показать, что $\pi_{к. опт. ф}$ в сравнимых условиях существенно выше $\pi_{к. опт. ф}$ ТРД. Когда величина $\pi_{к. опт. ф}$ стремится к единице, это означает, что ТРДФ теряет свои преимущества перед СПВРД.

Зависимости $P_{уд. ф}$ и $C_{уд. ф}$ от температуры газа перед турбиной при прочих равных условиях даны на рис. 7.18. С ростом T_r^* при $\pi_k^* = \text{const}$ уменьшается степень понижения давления

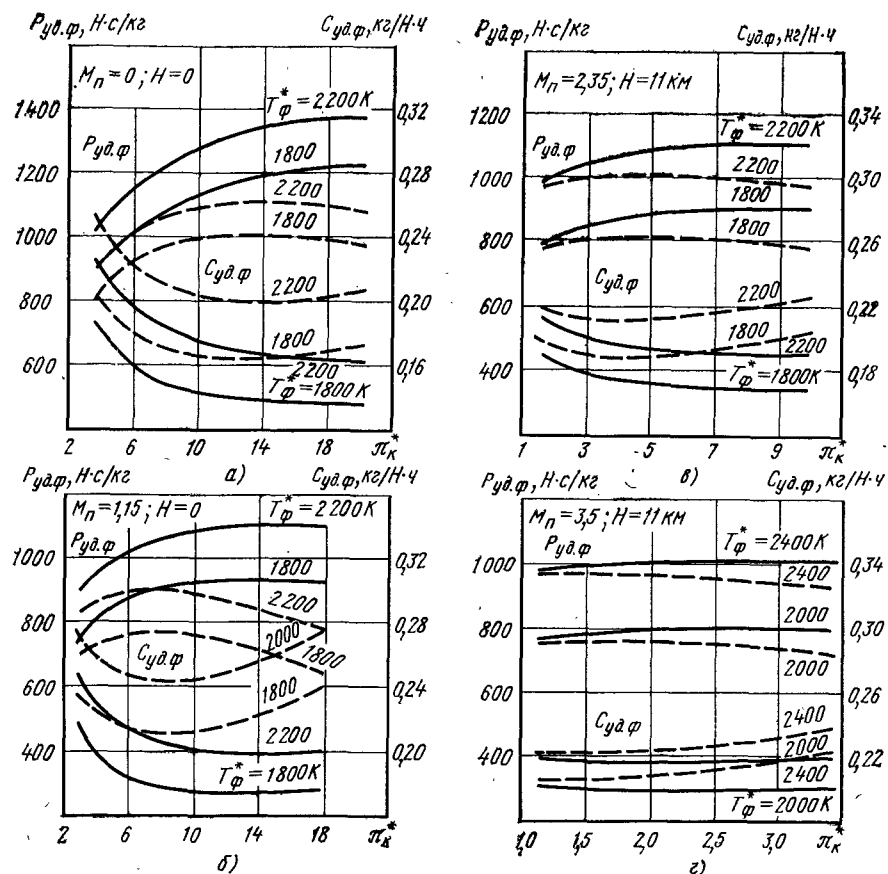


Рис. 7.19. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ при различных условиях полета от $\pi_{к*}$, $T_{г*}$ и $T_{ф*}$ (— $T_{г*} = 1600$ К; --- $T_{г*} = 1200$ К)

на турбине $\pi_{к*}$, что приводит к увеличению давления в форсажной камере, росту $\pi_{с.р.ф}$ и, как следствие, к увеличению $P_{уд.ф}$ и уменьшению $C_{уд.ф}$. Отсюда следует, что у ТРДФ для получения больших значений удельной тяги и улучшения экономичности нужно увеличивать температуру газа перед турбиной.

Как было показано ранее (см. рис. 7.15), увеличение $T_{ф*}$ приводит к росту $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$, увеличение $T_{г*}$ при неизменных $\pi_{к*}$ и $T_{ф*}$ ведет к росту $P_{уд.ф}$ и уменьшению $C_{уд.ф}$. При изменении $\pi_{к*}$ удельная тяга ТРДФ проходит через максимальное значение, а удельный расход топлива через минимальное, причем, чем больше M_n , тем меньше значение $\pi_{к*.опт.ф}$ (см. рис. 7.17). С ростом M_n влияние $\pi_{к*}$ и $T_{г*}$ на $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ становится все менее значительным, так как уменьшается теплоподвод в основной камере

сгорания, а $\pi_{с.р.ф}$ определяется, главным образом, динамическим сжатием во входном устройстве двигателя. Это хорошо видно из сравнения кривых, представленных на рис. 7.19, полученных для различных значений M_n .

Приведенный параметрический анализ ТРДФ позволяет правильно подойти к выбору параметров двигателя, предназначенного для летательного аппарата с заданными требованиями.

ГЛАВА 8. ХАРАКТЕРИСТИКИ И МЕТОДЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТРД И ТРДФ

8.1. ПОНЯТИЕ О ХАРАКТЕРИСТИКАХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ СВЯЗИ С РЕГУЛИРОВАНИЕМ

Всякий авиационный двигатель должен работать в широком диапазоне режимов. Для совершения летательным аппаратом того или иного маневра: взлета, набора высоты, разгона, торможения, снижения высоты, требуется различная величина тяги двигателей. Режим работы двигателя, обеспечивающий получение потребной тяги, задается с помощью рычага управления двигателем (РУД). При неизменных внешних условиях ($M_n = \text{const}$ и $H = \text{const}$) каждому положению РУД соответствует вполне определенное сочетание всех параметров двигателя. При изменении высоты и скорости полета самолета существенно меняются давление и температура окружающей среды, а также полное давление и температура торможения на входе в двигатель. Поэтому при изменении скорости и высоты полета самолета с неизменным режимом работы двигателя, т. е. при заданном положении РУД, тяга, удельный расход топлива и другие параметры двигателя меняются.

Зависимость основных данных двигателя — тяги и удельного расхода топлива при заданном режиме работы от M_n и H полета называют высотно-скоростными характеристиками двигателя. Эти характеристики можно подразделить на скоростные — зависимости P и $C_{уд}$ от M_n при $H = \text{const}$ и высотные — зависимости P и $C_{уд}$ от H при $M_n = \text{const}$.

Зависимости основных данных двигателя — тяги и удельного расхода топлива от одного из параметров, характеризующего режим работы двигателя, при неизменных условиях полета ($M_n = \text{const}$ и $H = \text{const}$) называют дроссельными характеристиками двигателя.

Указанные характеристики зависят от способа регулирования двигателя. Но какое бы регулирование двигателя не использовалось, необходимо, чтобы при любых внешних условиях на каждом режиме работы двигателя устанавливалось такое равно-

весное сочетание всех параметров двигателя, при котором удовлетворяются условия совместной работы его элементов. Для турбореактивного двигателя это означает, что должна удовлетворяться система уравнений (7.1 ... 7.17). Кроме того, параметры компрессора связаны между собой на всех режимах характеристикой (см. рис. 4.3 ... 4.5), которая может быть представлена в виде зависимостей (4.22):

$$\begin{aligned}\pi_k^* &= f[q(\lambda_b), \bar{n}_{пр}]; \\ \eta_k &= f[q(\lambda_b), \bar{n}_{пр}],\end{aligned}\quad (8.1)$$

а параметры турбины — характеристикой (см. рис. 4.14 ... 4.15), которая может иметь вид (4.34)

$$\begin{aligned}\eta_T^* &= f[\pi_T^*, (\bar{n} / \sqrt{T_T^*})], \\ \bar{A}_T &= f[\pi_T^*, (\bar{n} / \sqrt{T_T^*})].\end{aligned}\quad (8.2)$$

Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве, как было показано в гл. 3, зависит от $M_{вх}$ и функции плотности тока на входе в двигатель — $q(\lambda_b)$:

$$\sigma_{вх} = f[M_{вх}, q(\lambda_b)]. \quad (8.3)$$

Если провести анализ системы уравнений (7.1 ... 7.17) совместно с характеристиками (8.1 ... 8.3), то оказывается, что даже для однофазного ТРД с неизменной геометрией проточной части число неизвестных получается на одно больше, чем число уравнений. Следовательно, данная система уравнений без дополнительных условий не имеет решения. Для того чтобы обеспечить однозначное сочетание всех параметров двигателя при любых условиях полета на каждом режиме работы, необходимо задать еще как минимум одно условие, связывающее входящие в систему уравнений параметры. Эти условия, накладываемые на такое число параметров, которое необходимо для того, чтобы сделать систему уравнений, описывающих совместную работу элементов ТРД и ТРДФ, замкнутой, называют **законом управления**, который можно представить как закон и программу регулирования двигателя.

Условия, налагаемые на параметры двигателя при неизменном режиме его работы в переменных условиях полета, называются **законом регулирования двигателя**.

Условия, налагаемые на параметры двигателя при изменении режима работы и неизменных условиях полета, называются **программой регулирования двигателя**. Таким образом, закон регулирования имеет непосредственное отношение к высотнo-скоростным характеристикам двигателя, а программа регулирования к дроссельным характеристикам.

Выбор закона и программы регулирования двигателя в конечном счете преследует цель получения наиболее выгодного протекания

характеристик двигателя и обеспечения его надежной работы. С другой стороны, задание закона регулирования обеспечивает на каждом режиме работы однозначную связь всех его параметров с внешними условиями, а задание программы регулирования при постоянных условиях полета — однозначную связь с режимами работы двигателя или с каким-либо ведущим параметром, характеризующим режим работы двигателя.

Воздействовать на тягу и удельный расход топлива можно, изменяя расход воздуха — G_b и основные параметры рабочего процесса ТРД — π_k^* , T_T^* , а у ТРДФ еще и $T_{ф}^*$. Параметры, на которые накладываются условия при задании закона или программы регулирования, называются **параметрами регулирования**. Параметрами регулирования могут быть основные параметры рабочего процесса (например, T_T^*) или другие параметры, непосредственно связанные с основными (например, частота вращения, непосредственно влияющая на G_b и π_k^*). Чтобы система автоматического регулирования (САР) могла воздействовать на параметры регулирования в соответствии с принятыми законом и программой регулирования, необходимо иметь **регулирующие факторы**, число которых должно строго соответствовать числу параметров регулирования. Так, у ТРД основным регулирующим фактором является расход топлива, подаваемого в основную камеру сгорания — G_T , а у ТРДФ — еще и расход топлива, подаваемого в форсажную камеру сгорания — $G_{Т.ф}$. Кроме того, в качестве регулирующих факторов могут служить изменяемые площади регулируемых сечений проточной части двигателя (например, площадь критического сечения регулируемого реактивного сопла).

Построение высотнo-скоростных и дроссельных характеристик ТРД, как и любого другого ГТД, сводится прежде всего к определению значений параметров рабочего процесса, удовлетворяющих условиям совместной работы элементов в системе двигателя при заданных законе и программе регулирования в зависимости от условий полета и режимов работы, а затем к определению его основных данных — тяги и удельного расхода топлива. Поэтому изучение высотнo-скоростных характеристик турбореактивных двигателей начнем с изучения совместной работы элементов в системе двигателя при различных законах регулирования, а изучение дроссельных характеристик — с изучения совместной работы элементов при различных программах регулирования.

8.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ОДНОВАЛЬНЫХ ТРД ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНАХ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Рассмотрим совместную работу компрессора, камеры сгорания и турбины однофазного ТРД на максимальном режиме работы на базе математической модели первого уровня. Характе-

ристику компрессора будем использовать в виде зависимостей (8.1), а характеристики остальных элементов — с некоторыми приближениями в упрощенном виде:

камеры сгорания

$$\sigma_{к.с} = \text{const}; \quad \eta_p = \text{const} \quad (8.4)$$

и турбины (4.35)

$$q(\lambda_{с.а}) = \text{const}; \quad \eta_T^* = \text{const}. \quad (8.5)$$

Прежде всего, используя определенные ранее условия совместной работы элементов в системе двигателя (7.1 ... 7.17), получим уравнения совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины, с помощью которых, при заданных законе регулирования и режиме работы двигателя, можно будет определить параметры рабочего процесса при любых значениях M_π и H .

Используя условие неразрывности (7.2), запишем расходы воздуха в сечении на входе в двигатель и газа в сечении перед турбиной (см. рис. 7.4, а):

$$m_{кр} q(\lambda_b) F_b \frac{p_b^*}{\sqrt{T_b^*}} (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) = m_{кр.г} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а} \frac{p_r^*}{\sqrt{T_r^*}}.$$

Из условий (7.11) и (7.12) определим отношение давлений

$$p_r^* / p_b^* = \pi_k^* \sigma_{к.с},$$

исключим площадь входа в двигатель из числа регулирующих факторов ($F_b = \text{const}$) и, принимая в рамках математической модели ТРД первого уровня комплексы $m_{кр}$, $m_{кр.г}$, $(1 + q_T) \times (1 - \delta_{отб})$ независимыми от условий полета и режимов работы двигателя, получим

$$\pi_k^* = q(\lambda_b) \sqrt{T_{г.пр}^*} C_1 / F_{с.а}, \quad (8.6)$$

где $T_{г.пр}^* = T_r^* T_0 / T_b^*$ — приведенная температура газа перед турбиной; $T_0 = 288 \text{ К}$; $C_1 = \text{const}$.

Если площадь проходного сечения входного соплового аппарата турбины не является регулирующим фактором ($F_{с.а} = \text{const}$), то уравнение (8.6) примет вид:

$$\pi_k^* = q(\lambda_b) \sqrt{T_{г.пр}^*} C_2, \quad (8.7)$$

где $C_2 = \text{const}$.

С помощью уравнения (8.7) на характеристику компрессора, представленную на рис. 8.1 своей основной частью, можно нанести линии $T_{г.пр}^* = \text{const}$. Постоянная уравнения (8.7) C_2 определяется по известным данным ТРД на расчетном режиме. Для этого на характеристике компрессора необходимо определить одну точку (на рис. 8.1 точка РТ), которую назовем расчетной точкой. За расчетную точку на характеристике компрессора будем принимать

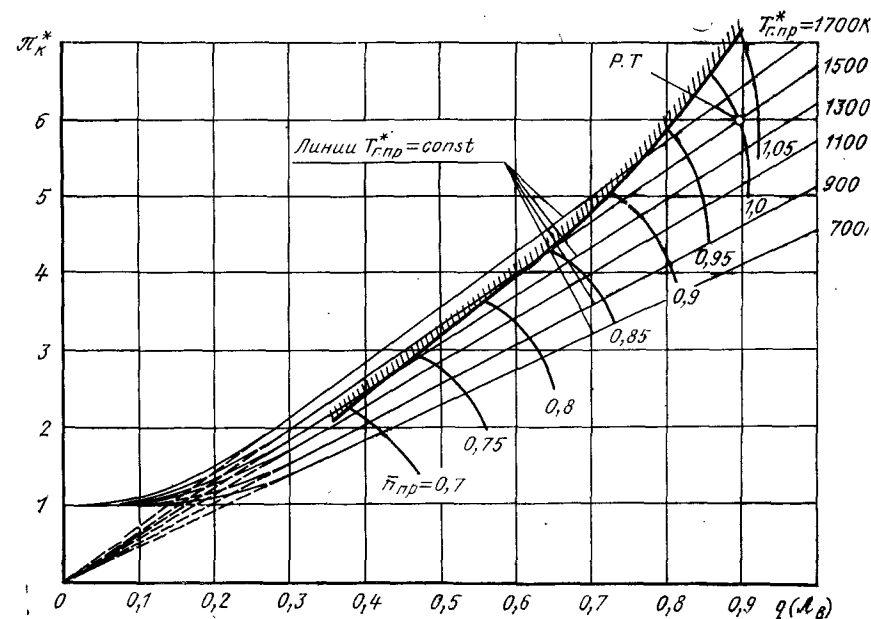


Рис. 8.1. Характеристика компрессора с линиями $T_{г.пр}^* = \text{const}$

рабочую точку, соответствующую расчетному режиму работы двигателя, на котором определены все его параметры (см. гл. 7) и в частности: $\pi_{к.р}^*$, $T_{г.пр}^*$, $q(\lambda_b)_p$.

Как видно из рис. 8.1, линии постоянной приведенной температуры газа перед турбиной являются прямыми, исходящими из начала координат, угол наклона которых к оси абсцисс с ростом $T_{г.пр}^*$ увеличивается. В зоне очень низких значений π_k^* условие $q(\lambda_{с.а}) = \text{const}$ (8.5), при котором получено уравнение (8.7), не выполняется и линии $T_{г.пр}^* = \text{const}$ перестают быть прямыми, приходя при $q(\lambda_b) = 0$ в точку $\pi_k^* = 1$ (см. рис. 8.1). Анализ представленной на рис. 8.1 характеристики компрессора с нанесенными линиями постоянной приведенной температуры газа перед турбиной показывает, что любая рабочая точка на характеристике компрессора однозначно определяется заданием двух параметров: $\bar{n}_{пр}$ и $T_{г.пр}^*$. Запишем условие равенства мощностей компрессора и турбины (7.16) в развернутом виде:

$$G_b \frac{k}{k-1} R T_b^* \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k} = G_b (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) \frac{k_r}{k_r - 1} R T_r^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_r-1}{k_r}}} \right) \eta_T^* \eta_m.$$

Учитывая принятые ранее приближения и принимая дополнительно с небольшой погрешностью величин η_m , $\frac{k}{k-1} R$ и $\frac{k}{k_r-1} R_r$ независимыми от условий полета и режимов работы, получим:

$$\left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1\right) \frac{1}{\eta_k} = T_{г. пр}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{*\frac{k_r-1}{k_r}}}\right) \text{const.} \quad (8.8)$$

Исключив из уравнений (8.6) и (8.8) приведенную температуру газа перед турбиной, получим уравнение совместной работы компрессора и турбины ТРД:

$$\frac{q(\lambda_b)^2 \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1\right)}{\pi_k^{*2} \left(1 - 1/\pi_t^{*\frac{k_r-1}{k_r}}\right) \eta_k} = C_3, \quad (8.9)$$

где $C_3 = \text{const}$.

Найдем уравнение, связывающее параметры турбины с проходными сечениями, которые могут являться регулируемыми факторами. Для этого, используя условия неразрывности (7.3), запишем расход газа через входной сопловой аппарат турбины и критическое сечение реактивного сопла ТРД:

$$m_{кр. г} q(\lambda_{с. а}) F_{с. а} \frac{p_r^*}{\sqrt{T_r^*}} = m_{кр. г} q(\lambda_{с. кр}) F_{с. кр} \frac{p_t^* \sigma_r}{\sqrt{T_t^*}}.$$

С учетом условия (7.13) и выражения (7.28) при $\sigma_r = \text{const}$ получим уравнение в окончательном виде:

$$\pi_t^* \sqrt{1 - \left(1 - 1/\pi_t^{*\frac{k_r-1}{k_r}}\right) \eta_t^*} = [F_{с. кр} q(\lambda_{с. кр}) / F_{с. а}] \text{const.} \quad (8.10)$$

Если рассмотреть ТРД с неизменными проходными сечениями проточной части ($F_{с. а} = \text{const}$ и $F_{с. кр} = \text{const}$), работающий на режиме максимальной тяги при любых значениях M_n и H , то у него располагаемый перепад давления на реактивном сопле будет больше критического ($\pi_{с. р} > \pi_{с. кр}$) и, следовательно, $q(\lambda_{с. кр}) = 1$. Анализируя уравнение (8.10), приходим к выводу, что при поставленных условиях

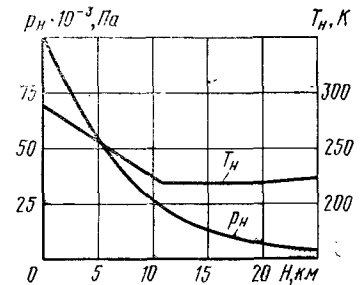
$$\pi_t^* = \text{const} \text{ и } \eta_t^* = \text{const.} \quad (8.11)$$

В этом случае, т. е. для ТРД с $F_{с. р} = \text{const}$ и $F_{с. кр} = \text{const}$, работающего при $\pi_{с. р} > \pi_{с. кр}$, уравнение совместной работы компрессора и турбины упростится:

$$\frac{q(\lambda_b)^2 \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1\right)}{\pi_k^{*2} \eta_k} = C_4, \quad (8.12)$$

где $C_4 = \text{const}$.

Рис. 8.2. Зависимость параметров воздуха от высоты (ГОСТ 4401—81)



В заключение определим зависимость степени понижения давления на турбине от параметров рабочего процесса, для чего выразим π_t^* через полные давления в характерных сечениях проточной части двигателя:

$$\pi_t^* = \frac{p_r^*}{p_t^*} = \frac{p_b^*}{p_n^*} \frac{p_k^*}{p_b^*} \frac{p_r^*}{p_k^*} \frac{p_{с. с}}{p_t^*} \frac{p_n}{p_{с. с}}.$$

Используя условия (7.11 ... 7.14), а также уравнение (7.18), получим

$$\pi_t^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{вх} \pi_k^* \sigma_{с. с} \pi(\lambda_{с. с}), \quad (8.13)$$

где $\pi(\lambda_{с. с}) = 1/\pi_{с. р}$ — газодинамическая функция.

Уравнения (8.6; 8.7; 8.9; 8.10; 8.12; 8.13) определяют совместную работу компрессора, камеры сгорания и турбины ТРД при изменении условий полета и режимов работы двигателя.

Для расчета высотно-скоростных характеристик и определения при заданном законе регулирования параметров двигателя необходимо пользоваться зависимостями давления и температуры окружающей среды от высоты над уровнем моря. На рис. 8.2 показано изменение параметров атмосферного воздуха по высоте в соответствии со стандартной атмосферой (ГОСТ 4401—81).

При изменении условий полета (M_n и H) полное давление на входе в двигатель можно найти из уравнения (7.18):

$$p_b^* = p_n \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{вх}, \quad (8.14)$$

а температуру торможения из уравнения (7.19)

$$T_b^* = T_n \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right). \quad (8.15)$$

Регулирование ТРД по одному параметру

Закон регулирования: $n = \text{const}$. При регулировании ТРД с неизменными проходными сечениями проточной части ($F_{с. а} = \text{const}$; $F_{с. кр} = \text{const}$) по закону постоянства частоты вращения ротора ($n = \text{const}$) регулирующим фактором является расход топлива ($G_t = \text{var}$). САР двигателя, при изменении параметров на входе в двигатель за счет измене-

ния условий полета, так изменяет расход топлива, чтобы все время обеспечивалось условие $n = \text{const}$. При этом должны выдерживаться ограничения:

$$T_r^* \leq T_{r \max}^* \text{ и } \Delta K_v \geq \Delta K_{v \min}.$$

При определении параметров двигателя из условий совместной работы при заданном законе регулирования в качестве независимой переменной могут быть приняты: приведенная частота вращения $n_{пр} = n \sqrt{T_0/T_v^*}$; относительная приведенная частота вращения $\bar{n}_{пр} = \bar{n} \sqrt{T_0/T_v^*}$ или просто температурный фактор $\sqrt{T_0/T_v^*}$, где $T_0 = 288 \text{ К}$; $\bar{n} = n/n_0$ — относительная частота вращения, n_0 — максимальная частота вращения при $M_{пр} = 0$; $H = 0$. При данном законе регулирования $\bar{n} = 1$, а $\bar{n}_{пр} = \sqrt{T_0/T_v^*}$.

Независимая переменная непосредственно связана с условиями полета через температуру торможения на входе в двигатель T_v^* . Так, с ростом $M_{пр}$ при $H = \text{const}$ температура T_v^* (8.15) увеличивается и, следовательно, $\bar{n}_{пр}$ уменьшается, а с ро-

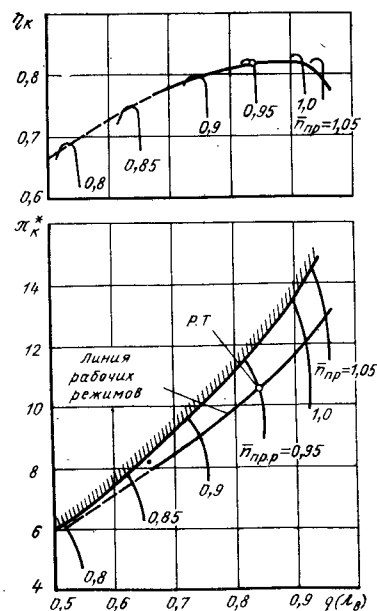


Рис. 8.3. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора при регулировании ТРД по закону $n = \text{const}$

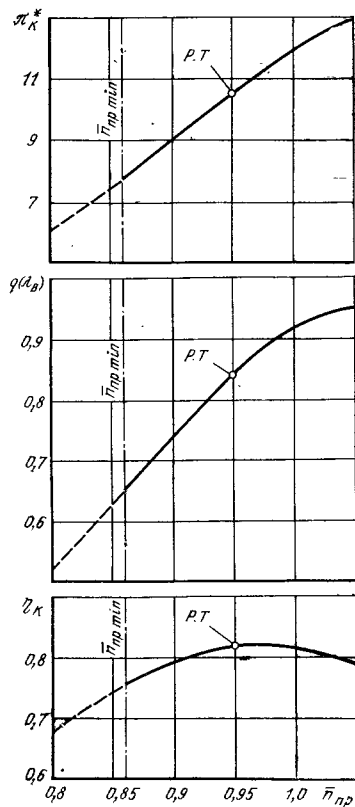


Рис. 8.4. Изменение π_k^* , $q(\lambda_v)$ и η_k вдоль линии рабочих режимов ТРД при законе регулирования $n = \text{const}$

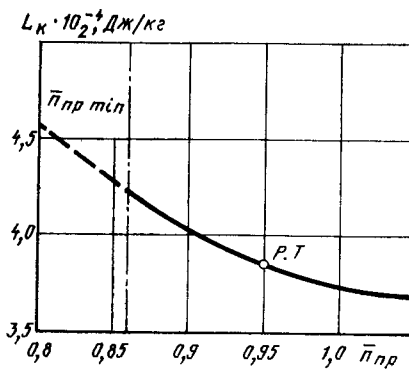


Рис. 8.5. Изменение L_k вдоль линии рабочих режимов ТРД при законе регулирования $n = \text{const}$

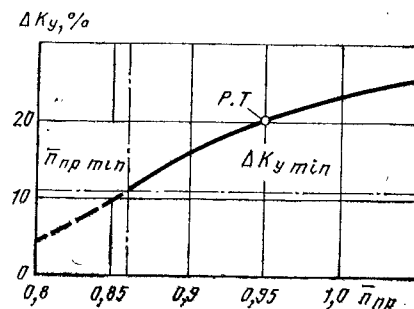


Рис. 8.6. Изменение ΔK_y вдоль линии рабочих режимов ТРД при законе регулирования $n = \text{const}$

стом H до 11 км (см. рис. 8.2) при $M_{пр} = \text{const}$ температура T_v^* (8.15) уменьшается за счет уменьшения температуры окружающей среды T_n и, следовательно, $\bar{n}_{пр}$ возрастает. Линию рабочих режимов на характеристике компрессора ТРД с нерегулируемыми сечениями газозвдушного тракта можно построить с помощью уравнения (8.12), используя расчетную точку. На рис. 8.3 показана характеристика высоконапорного компрессора ($\pi_{к0}^* > 8$) ТРД с нанесенной на ней линией рабочих режимов. В качестве расчетного режима взят режим полета с $M_{пр} = 1,5$ при $H = 11 \text{ км}$ ($\bar{n}_{пр.р} = \sqrt{T_0/T_v^*} = 0,95$), а на характеристике компрессора обозначена расчетная точка (Р.Т) с заданными параметрами рабочего процесса. По известным в расчетной точке параметрам ($\pi_{к.р}^*$, $q(\lambda_{в.р})$, $\eta_{к.р}$) определяется константа C_4 уравнения (8.12) и далее, на напорных ветвях характеристики компрессора с различными значениями $\bar{n}_{пр}$, кроме $\bar{n}_{пр.р}$ находится рабочая точка, удовлетворяющая уравнению (8.12). Полученные для различных $\bar{n}_{пр}$ рабочие точки объединяются в линию рабочих режимов на характеристике компрессора (см. рис. 8.3). Изменение параметров компрессора π_k^* , $q(\lambda_v)$ и η_k вдоль линии рабочих режимов в зависимости от $\bar{n}_{пр}$ показано на рис. 8.4. Имея изменение π_k^* и η_k , можно получить зависимость работы компрессора

$$L_k = \frac{k}{k-1} RT_v^* \frac{\pi_k^{* \frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k}$$

от $\bar{n}_{пр} = \sqrt{T_0/T_v^*}$ вдоль линии рабочих режимов (рис. 8.5), а используя уравнения (4.23) и (4.24), — запас устойчивости компрессора ΔK_y (рис. 8.6). При уменьшении $\bar{n}_{пр}$ запас устойчивости компрессора у рассматриваемого двигателя уменьшается и при $\bar{n}_{пр} < 0,86$ становится меньше минимально допустимого

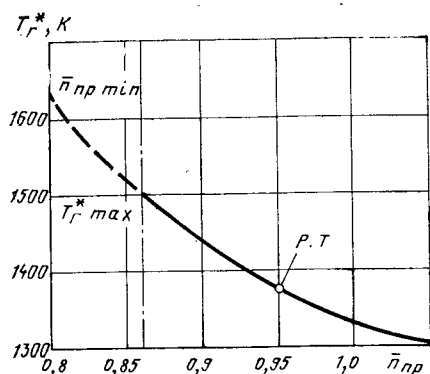


Рис. 8.7. Изменение T_r^* вдоль линии рабочих режимов ТРД при законе регулирования $n = \text{const}$

показано выше, $\pi_t^* = \text{const}$ и $\eta_t^* = \text{const}$. Отсюда следует, что работа турбины зависит только от температуры газа перед турбиной. Но в силу равенства мощностей компрессора и турбины, с учетом принятых ранее приближений, можно записать уравнение (7.25) в виде:

$$L_k = T_r^* \cdot \text{const} \text{ или } L_k/T_r^* = C_5, \quad (8.16)$$

где $C_5 = \text{const}$.

В соответствии с уравнением (8.16) на рис. 8.7 для рассматриваемого примера построена зависимость T_r^* от $\bar{n}_{\text{пр}}$. Постоянная уравнения (8.16) C_5 была определена по заданному значению $T_r^*_{\text{max}}$ (для данного примера $T_r^*_{\text{max}} = 1500$ K) и величине L_k_{max} , найденной из зависимости, представленной на рис. 8.5 (L_k_{max} в данном случае соответствует $\bar{n}_{\text{пр min}}$). Получается, что у рассматриваемого ТРД при заданном законе регулирования $T_r^*_{\text{max}}$ реализуется при $\bar{n}_{\text{пр min}}$, а для всех остальных значений $\bar{n}_{\text{пр}} > \bar{n}_{\text{пр min}}$ будет соблюдаться условие $T_r^* < T_r^*_{\text{max}}$.

В итоге на конкретном примере для закона регулирования $n = \text{const}$ получили зависимости параметров рабочего процесса от $\bar{n}_{\text{пр}} = \sqrt{T_0/T_r^*}$, непосредственно связанной с условиями полета ($M_{\text{п}}$ и H). Чтобы выяснить влияние напорности компрессора на протекание линии рабочих режимов, рассмотрим три ТРД со степенями повышения давления в компрессоре на взлетном режиме $\pi_{k0}^* = 12$; $\pi_{k0}^* = 6$ и $\pi_{k0}^* = 3$. Принимая, сначала, что по линии рабочих режимов КПД компрессора не меняется, построим для всех трех двигателей зависимости $\pi_k^* = f[q(\lambda_v)]$, где $\pi_k^* = \pi_k/\pi_{k0}^*$, а $q(\lambda_v) = q(\lambda_v)/q(\lambda_{v0})$. Для этого воспользуемся уравнением (8.12), которое при $\eta_k = \text{const}$ примет вид:

$$\frac{q(\lambda_v)^2 \left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_k^{*2}} = \text{const}. \quad (8.17)$$

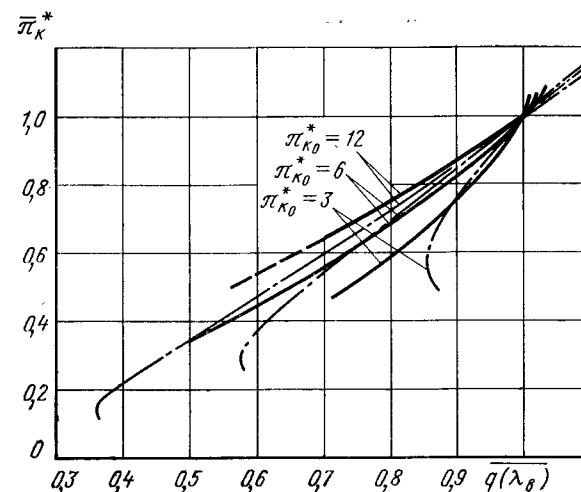


Рис. 8.8. Сравнение линий рабочих режимов при разных значениях π_{k0}^* (— $\eta_k = \text{var}$; —·— $\eta_k = \text{const}$)

Построенные по этому уравнению зависимости показаны штрихпунктирными линиями на рис. 8.8. Из них следует, что с увеличением π_{k0}^* линия рабочих режимов протекает более полого. Если поставить условия одинакового снижения π_k^* у всех двигателей, то, например, при $\pi_k^* = 0.6$ изменение $q(\lambda_v)$ в высоконапорном компрессоре ($\pi_{k0}^* = 12$) будет наибольшим [$q(\lambda_v) = 0.71$], а в низконапорном ($\pi_{k0}^* = 3$) — наименьшим [$q(\lambda_v) = 0.85$]. Заметим, что вывод о разной крутизне линий рабочих режимов при различных значениях π_{k0}^* получен без использования каких-либо предположений о свойствах компрессора (кроме допущения о постоянстве его КПД) или даже о его типе. Эта особенность определяется характером уравнения (8.17) и сохраняется независимо от индивидуальных свойств характеристик тех или иных компрессоров.

Если, с другой стороны, рассмотреть изменение параметров вдоль границы газодинамической устойчивости компрессора (границы помпажа), то картина получается обратной — для высоконапорных компрессоров с уменьшением $q(\lambda_v)$ граница устойчивости проходит круче, чем для низконапорных (рис. 8.9). Большая крутизна границы устойчивости у высоконапорных компрессоров объясняется уже свойствами самого компрессора и связана с рассогласованием работы его отдельных ступеней (см. гл. 4). Таким образом, у ТРД с высоконапорным компрессором ($\pi_{k0}^* = 12$) при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр}}$ линия рабочих режимов и границы устойчивости сближаются, а у двигателя с низконапорным компрессором ($\pi_{k0}^* = 3$) — расходятся. Наглядное представление о взаимном расположении линий рабочих режимов

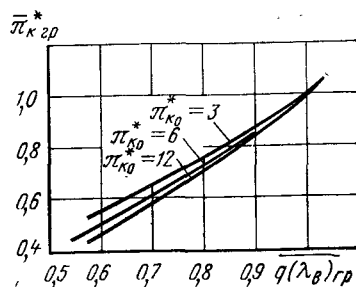


Рис. 8.9. Сравнение границ газодинамической устойчивости компрессоров различной напорности

и границ устойчивости на характеристиках компрессоров разной напорности дает рис. 8.10. Линии рабочих режимов на этом рисунке построены по уравнению (8.12), причем за расчетную точку во всех трех случаях выбран взлетный режим ($\bar{n}_{пр} = 1$). Если у высоконапорного компрессора ($\pi_{к0}^* = 12$) с уменьшением $\bar{n}_{пр}$ линия рабочих режимов приближается к границе устойчивости, то у компрессора средней напорности ($\pi_{к0}^* = 6$) обе линии идут примерно эквидистантно, а у низконапорного компрессора ($\pi_{к0}^* = 3$) линия рабочих режимов удаляется от границы устойчивости.

Линии рабочих режимов с рис. 8.10 в относительных величинах перенесены на рис. 8.8 (сплошные кривые). При изменении КПД компрессора зависимости $\pi_{к0}^* = f[q(\lambda_{в})]$ несколько иные, чем при условии $\eta_{к0} = \text{const}$, но их взаимное расположение и относительная крутизна в области рабочих значений подтверждают выводы, сделанные выше при использовании для их построения уравнения (8.17).

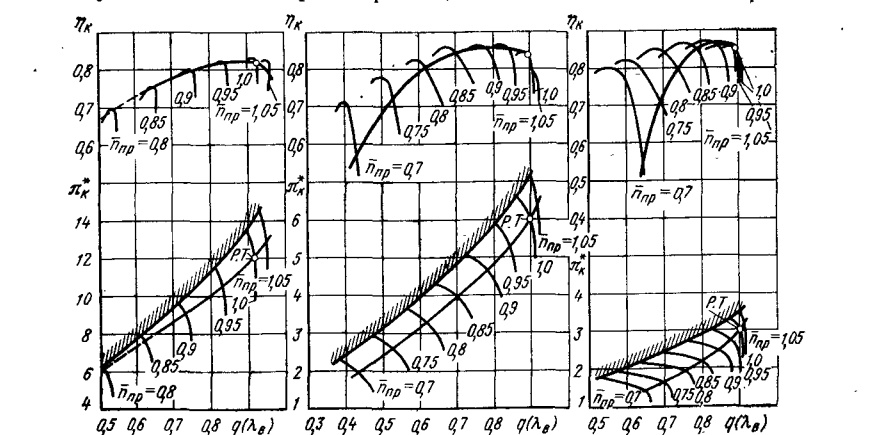


Рис. 8.10. Характеристики компрессоров разной напорности с нанесенными на них линиями рабочих режимов

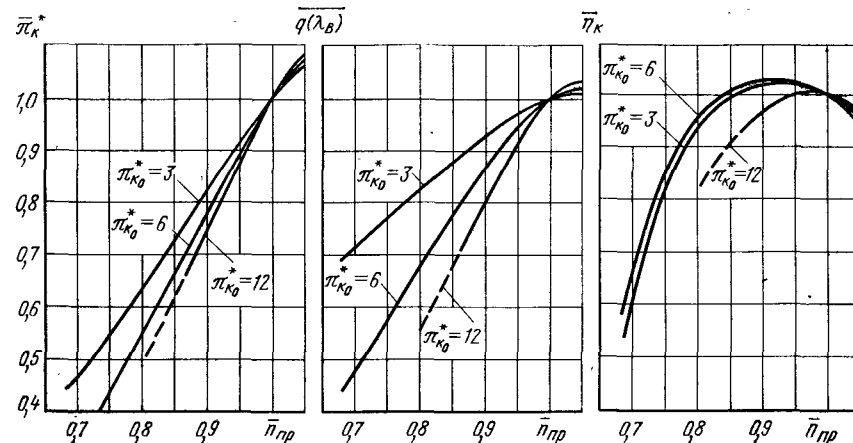


Рис. 8.11. Сравнение основных параметров компрессора вдоль линии рабочих режимов ТРД для компрессоров разной напорности при $n = \text{const}$

Как уже отмечалось выше, при снижении $\bar{n}_{пр}$ у ТРД с большими значениями $\pi_{к0}^*$ запас устойчивости уменьшается, а у ТРД со средними и низкими значениями $\pi_{к0}^*$ увеличивается. Отсюда следует, что ТРД с высоконапорным компрессором не может работать в широком диапазоне скоростей полета, если не применять дополнительных средств регулирования.

Осредненные зависимости относительной работы компрессора $\bar{L}_к = L_к/L_{к0}$ вдоль линии рабочих режимов от $\bar{n}_{пр}$ для ТРД с различными значениями $\pi_{к0}^*$ представлены на рис. 8.13. У ТРД с $\pi_{к0}^* > (6 \dots 8)$ работа компрессора при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ растет из-за сильного увеличения углов атаки на первых ступенях компрессора (см. гл. 4), а у ТРД с $\pi_{к0}^* < (5 \dots 6)$ снижается

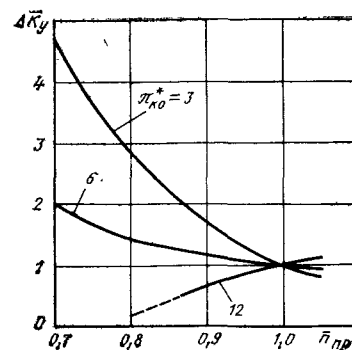


Рис. 8.12. Сравнение изменений запаса устойчивости компрессора вдоль линии рабочих режимов ТРД для компрессоров разной напорности при $n = \text{const}$

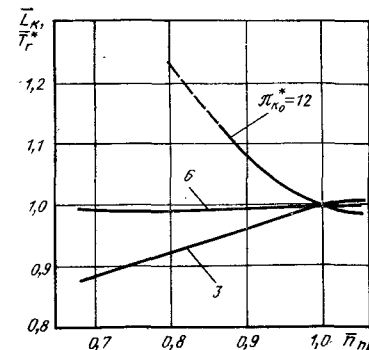


Рис. 8.13. Сравнение изменений работы компрессора и температуры газа перед турбиной вдоль линии рабочих режимов ТРД для компрессоров разной напорности при $n = \text{const}$

из-за сильного уменьшения углов атаки на последних ступенях компрессора. У двигателей с компрессорами средней напорности ($\pi_{\kappa 0}^* \simeq 6$) при изменении $\bar{n}_{\text{пр}}$ ($n = \text{const}$) работа практически не меняется. Учитывая условие (8.16), можно видеть, что относительное изменение работы компрессора при данном законе регулирования совпадает с относительным изменением температуры газа перед турбиной ($\bar{L}_\kappa = \bar{T}_r^*$, где $\bar{T}_r^* = T_r^*/T_{r0}^*$), что и отражено на рис. 8.13. Из рассмотрения рис. 8.13 следует, что заданное максимальное значение температуры $T_{r \text{ max}}^*$ у ТРД с высокими $\pi_{\kappa 0}^*$ будет при минимальных $\bar{n}_{\text{пр}}$, а у ТРД с низкими $\pi_{\kappa 0}^*$ — при максимальных $\bar{n}_{\text{пр}}$. При всех остальных значениях $\bar{n}_{\text{пр}}$ температура T_r^* будет меньше максимально допустимой, что может привести к снижению тяги двигателя на этих режимах по сравнению с ее возможной величиной при $T_{r \text{ max}}^*$.

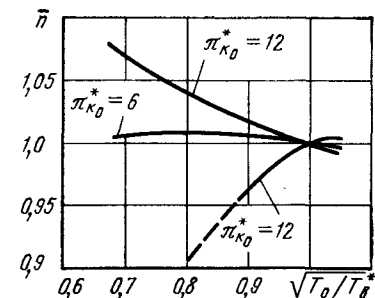
Заметим, что приведенные на рис. 8.11 ... 8.13 зависимости получены путем осреднения параметров по нескольким двигателям с примерно одинаковыми значениями $\pi_{\kappa 0}^*$ для каждого из выбранных трех значений исходной степени повышения давления. Поэтому у конкретных ТРД с такими же значениями $\pi_{\kappa 0}^*$, как на рис. 8.11 ... 8.13, при том же качественном характере параметров по $\bar{n}_{\text{пр}}$ могут быть некоторые количественные отличия от приведенных осредненных значений параметров.

Закон регулирования: $T_r^* = \text{const}$. Поддержание постоянной температуры газа перед турбиной при изменении условий полета в двигателе с неизменной геометрией проточной части может реализоваться путем изменения расхода топлива по сигналу термодатчика, следящего за температурой T_r^* или за температурой газа за турбиной $T_{r \text{ z}}$, так как в соответствии с условием (8.11) отношения температур $T_r^*/T_{r \text{ z}}^* = \text{const}$. При этом частота вращения n будет изменяться в зависимости от температуры на входе в двигатель $T_{\text{в}}^*$. Так как при нерегулируемых проходных сечениях линия рабочих режимов определяется уравнением (8.12), то при одинаковых характеристиках компрессора в ТРД, регулируемых по законам $n = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$, линии рабочих режимов на характеристике компрессора совпадут (см. рис. 8.3). Но при этом одним и тем же значением $\bar{n}_{\text{пр}}$ на линии рабочих режимов (рис. 8.3) при законе регулирования $T_r^* = \text{const}$ будут соответствовать другие, чем при $n = \text{const}$, значения частот вращения. В данном случае из условий прочности должно накладываться ограничение $n \leq n_{\text{max}}$, а также $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \text{ min}}$. Для того чтобы найти изменение частоты вращения по линии рабочих режимов при законе регулирования $T_r^* = \text{const}$, используем уравнение (8.7), записанное в виде:

$$\pi_{\kappa}^* = q(\lambda_{\text{в}}) \sqrt{T_r^*} \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*} C_c. \quad (8.18)$$

При заданных значениях $\bar{n}_{\text{пр}}$ на характеристике компрессора (см. рис. 8.3) по линии рабочих режимов определяем значения π_{κ}^*

Рис. 8.14. Зависимость относительной частоты вращения от параметра $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$ при регулировании ТРД по закону $T_r^* = \text{const}$ для двигателей с компрессорами разной напорности



и $q(\lambda_{\text{в}})$, а из уравнения (8.18) находим параметр $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$. Постоянная уравнения (8.18) C_c определяется по известным значениям параметров на расчетном режиме. Используя далее выражение приведенной частоты вращения $\bar{n}_{\text{пр}} = \bar{n} \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$, можно найти относительную частоту вращения \bar{n} для заданного значения $\bar{n}_{\text{пр}}$ ($\bar{n} = n_{\text{пр}}/\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$). На рис. 8.14 показаны осредненные величины относительной частоты вращения в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$, определяемого условиями полета, вдоль линии рабочих режимов для двигателей с компрессорами различной напорности. Как следует из этого рисунка, со снижением величины $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$ (т. е. с ростом $M_{\text{п}}$) частота вращения у двигателей с низкими значениями $\pi_{\kappa 0}^*$ — возрастает, а у двигателей с большими $\pi_{\kappa 0}^*$ — падает. Для объяснения характера изменения \bar{n} обратимся к условию (8.16), которое позволяет сделать вывод, что при законе регулирования $T_r^* = \text{const}$ работа компрессора не будет меняться ($L_\kappa = \text{const}$).

С другой стороны, как известно из теории лопаточных машин, работа компрессора зависит от квадрата частоты вращения и распределения углов атаки по его ступеням:

$$L_\kappa = C(i_j) n^2, \quad (8.19)$$

где $C(i_j)$ — коэффициент, учитывающий влияние на работу компрессора изменения углов атаки по его ступеням при изменении параметра $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$. При законе регулирования $n = \text{const}$ изменение L_κ в зависимости от $\bar{n}_{\text{пр}} = \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$ (рис. 8.13) характеризуется коэффициентом $C(i_j)$, который у ТРД с высокими $\pi_{\kappa 0}^*$ ($\pi_{\kappa 0}^* = 12$) при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр}}$ растет, а у ТРД с низкими $\pi_{\kappa 0}^*$ ($\pi_{\kappa 0}^* = 3$) — уменьшается. Отсюда следует, что при условии $L_\kappa = \text{const}$ (закон регулирования $T_r^* = \text{const}$) с уменьшением параметра $\sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$ у двигателей с высоконапорными компрессорами ($\pi_{\kappa 0}^* \geq 8$) \bar{n} будет уменьшаться, так как $C(i_j)$ будет возрастать, а у двигателей с низконапорными компрессорами ($\pi_{\kappa 0}^* < 5$) \bar{n} возрастает из-за уменьшения $C(i_j)$. Из сравнения рис. 8.13 и 8.14 видно, что \bar{n} при $T_r^* = \text{const}$ имеет качественно обратный характер изменения по отношению к \bar{L}_κ при $n = \text{const}$ ($\bar{n}_{\text{пр}} = \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$).

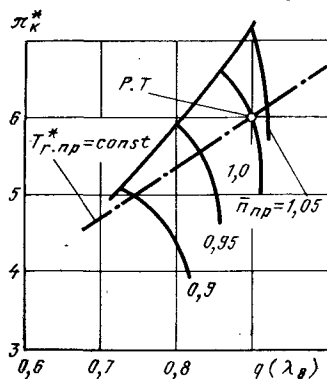


Рис. 8.15. Рабочая точка на характеристике компрессора при регулировании ТРД по закону $n_{пр} = \text{const}$

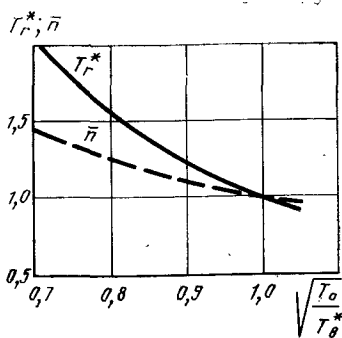


Рис. 8.16. Изменение относительных величин T_g^* и n при законе регулирования $n_{пр} = \text{const}$ в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_b^*}$

У двигателей с низкими $\pi_{к0}^*$, когда максимальные значения n достигаются при наибольшей величине T_b^* (при максимальной скорости полета), на остальных режимах полета тяга будет меньше по сравнению с той величиной, которая могла бы быть при n_{\max} . У двигателей с высокими $\pi_{к0}^*$ максимальная частота вращения достигается лишь при самой низкой температуре T_b^* (при наименьшей скорости полета), а на остальных режимах полета $n < n_{\max}$ и тяга будет меньше возможной, которая могла бы быть при n_{\max} .

Закон регулирования: $n_{пр} = \text{const}$. При этом законе регулирования система автоматического регулирования при изменении M_d и H изменяет подачу топлива в соответствии с сигналом датчика температуры T_b^* так, чтобы изменение частоты вращения n было пропорционально изменению $\sqrt{T_b^*/T_0}$. Температура газа перед турбиной при этом тоже будет меняться. Ограничения из условий прочности в этом случае накладываются на температуру и частоту вращения: $T_g^* < T_{g\max}^*$, $n \leq n_{\max}$. При регулировании ТРД по $n_{пр} = \text{const}$ линия рабочих режимов, удовлетворяющая уравнению (8.12), превращается в единственную точку на характеристике компрессора (рис. 8.15), совпадающую с расчетной точкой. При всех условиях полета величины π_k^* , $q(\lambda_b)$, η_k и ΔK_y будут постоянными и равными их значениям на расчетном режиме. Так как через рабочую точку на характеристике компрессора (см. рис. 8.15) проходит единственная линия $T_{г.пр}^* = \text{const}$, полученная с помощью уравнения (8.7), то величина T_g^* при изменении условий полета будет отвечать условию $T_g^* T_0 / T_b^* = \text{const}$, т. е. меняться пропорционально изменению температуры T_b^* .

На рис. 8.16 показано изменение относительных значений T_g^* и n в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_b^*}$. Предельные значения T_g^* и n при данном законе регулирования будут достигаться на максимальной скорости полета (при максимальном значении температуры T_b^*). Из-за сильного снижения тяги на пониженных скоростях полета вследствие низких значений T_g^* и n по сравнению с максимально допустимыми этот закон регулирования используется в основном в комбинации с другими законами, как ограничитель максимального значения приведенной частоты вращения ($n_{пр\max} = \text{const}$).

Регулирование ТРД по двум параметрам

Закон регулирования: $n = \text{const}$; $T_g^* = \text{const}$. В этом случае регулирующими факторами будут являться расход топлива ($G_T = \text{var}$) и площадь критического сечения реактивного сопла ($F_{с.кр} = \text{var}$). Данный закон регулирования наиболее целесообразен, так как поддержание максимально допустимых значений n и T_g^* обеспечивает на всех режимах полета получение максимально возможной тяги. САР при рассматриваемом законе регулирования обычно поддерживает $n = \text{const}$ изменяя подачу топлива G_T по сигналу центробежного регулятора, а условие $T_g^* = \text{const}$ в соответствии с сигналом датчика температуры поддерживается за счет изменения $F_{с.кр}$. Поддерживать постоянную температуру T_g^* можно косвенным методом по сигналу датчика температуры за турбиной T_t^* с соответствующей коррекцией на изменение π_t^* в зависимости от $\bar{n}_{пр}$, так как измерять высокую температуру перед турбиной с большой неравномерностью поля достаточно сложно. При этом должно выдерживаться ограничение $\Delta K_y \geq \Delta K_{y\min}$.

Линию рабочих режимов на характеристике компрессора при законе регулирования $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$ можно построить с помощью уравнения (8.7), преобразуя его с учетом, что при $n = \text{const}$, $\bar{n}_{пр} = \sqrt{T_0/T_b^*}$. Учитывая, что $T_g^* = \text{const}$, получим уравнение (8.7) в виде:

$$\pi_k^* = q(\lambda_b) \bar{n}_{пр} C_2, \quad (8.20)$$

где $C_2 = \text{const}$.

На рис. 8.17 даны характеристики высоко- и низконапорного компрессоров с нанесенными на них линиями рабочих режимов с помощью уравнения (8.20). При построении линии рабочих режимов на характеристике компрессора постоянная уравнения (8.20) C_2 определялась по известным значениям параметров $\pi_{кр}^*$, $q(\lambda_b)_p$ и $\bar{n}_{пр.p}$ в расчетной точке (в рассматриваемом примере $\bar{n}_{пр.p} = 1$) и далее на напорных ветвях характеристики компрессора с различными значениями $\bar{n}_{пр}$ находятся рабочие точки, удовлетворяющие уравнению (8.20). Полученные для различных значений $\bar{n}_{пр}$ рабочие точки объединяются

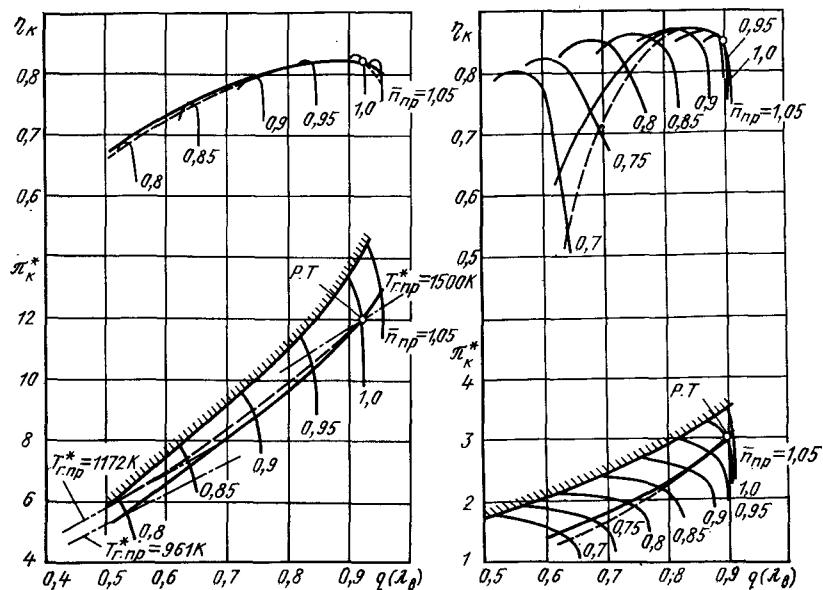


Рис. 8.17. Характеристики высоко- и низконапорных компрессоров с нанесенными на них линиями рабочих режимов при законах регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (сплошные линии) и $n = \text{const}$ (пунктирные линии)

в линию рабочих режимов (см. рис. 8.17). Работа компрессора вдоль этой линии в общем случае не будет постоянной и для получения соответствующей работы турбины при $T_r^* = \text{const}$, обеспечивающей условие (7.25) $L_k = (1 + q_t)(1 - \delta_{отб}) L_{т\eta_t}$, необходимо изменить величину π_t^* . Этого можно достичь изменением площади критического сечения сопла в соответствии с уравнением (8.10). Расчет ведется следующим образом. Для заданного значения $\bar{n}_{пр} = \sqrt{T_0/T_b^*}$ на характеристике компрессора (см. рис. 8.17) определяются значения π_k^* и η_k , а затем по уравнению (7.26) с учетом принятых допущений находится величина π_t^* . В рамках математической модели первого уровня принимается $\eta_t^* = \text{const}$. Изменение η_t^* можно учесть во втором приближении, используя характеристику турбины в виде (4.34): $\eta_t^* = f[\pi_t^*, (n\sqrt{T_r^*})]$ и найти новое значение π_t^* по уравнению (7.26) с учетом изменения η_t^* . Далее по уравнению (8.10) определяется величина $F_{с.кр.}$, необходимая для получения нужного значения π_t^* . Для выяснения влияния $\pi_{к0}^*$ на протекание линии рабочих режимов при рассматриваемом законе регулирования на рис. 8.17 даны характеристики компрессоров различной напорности ($\pi_{к0}^* = 12$ и $\pi_{к0}^* = 3$) с нанесенными линиями рабочих режимов при законах регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (сплошные линии) и $n = \text{const}$ (пунктирные), а на рис. 8.18

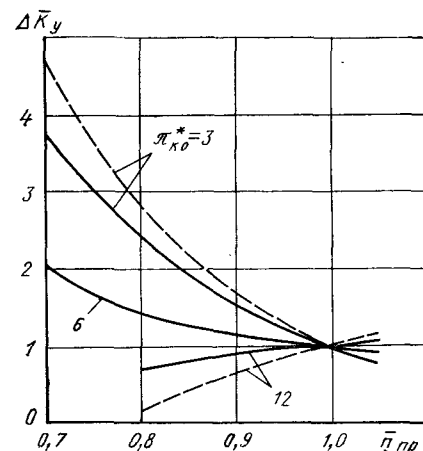


Рис. 8.18. Изменение ΔK_y компрессоров разной напорности вдоль линии рабочих режимов при регулировании по законам $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (сплошные линии) и $n = \text{const}$ (пунктирные линии)

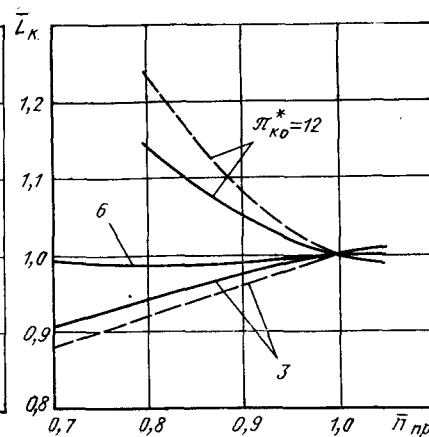


Рис. 8.19. Изменение относительной работы компрессоров разной напорности вдоль линии рабочих режимов при регулировании по законам $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ (сплошные линии) и $n = \text{const}$ (пунктирные линии)

показано изменение коэффициентов запаса устойчивости компрессора. Из этих рисунков видно, что у ТРД с высоконапорным компрессором при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ запасы устойчивости уменьшаются, а у ТРД с низконапорным компрессором — увеличиваются. Необходимо отметить, что у ТРД $\pi_{к0}^* > 8$ запасы устойчивости на пониженных $\bar{n}_{пр}$ больше при законе регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$. Изменение относительной работы компрессора показано на рис. 8.19. Как указывалось ранее, требуемое изменение L_k при $T_r^* = \text{const}$ можно получить, регулируя π_t^* , меняя площадь критического сечения реактивного сопла. Зависимости, характеризующие необходимое изменение π_t^* для двигателей с компрессорами различной напорности, показаны на рис. 8.20.

Закон регулирования: $n_{пр} = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$. Регулирующими факторами в данном случае будут G_t и $F_{с.кр.}$ при изменении $M_{ц}$ и H воздействует на расход топлива в соответствии с сигналом датчика T_b^* так, чтобы n менялось пропорционально $\sqrt{T_b^*/T_0}$, а температура T_r^* поддерживается постоянной за счет изменения $F_{с.кр.}$. При этом должны выдерживаться ограничения $n \leq n_{\max}$ и $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \min}$.

Линия рабочих режимов на характеристике компрессора при этом законе регулирования совпадает с напорной веткой $\bar{n}_{пр} = \text{const}$, а положение рабочей точки при заданном значении T_b^* можно определить, обратившись к уравнению (8.7). Нанося лучи, соответствующие

$$T_{г.пр}^* = \text{const} (T_{г.пр}^* = T_r^* T_0/T_b^*),$$

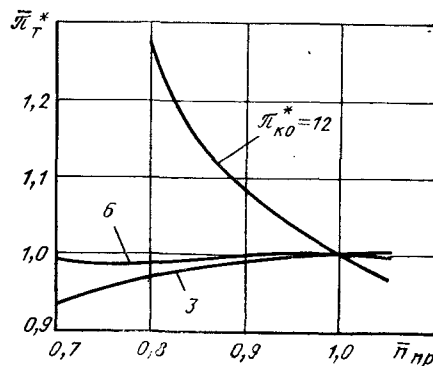


Рис. 8.20. Потребное изменение относительной величины π_k^* вдоль линии рабочих режимов при регулировании по закону $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$

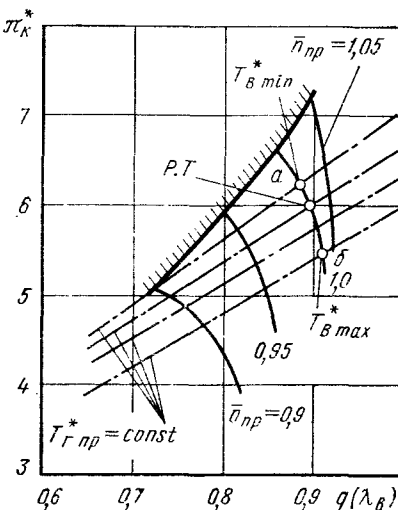


Рис. 8.21. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора (а-б) при регулировании ТРД по закону $n_{\text{пр}} = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$

на характеристику компрессора, которая представлена на рис. 8.21, при пересечении их с напорной веткой $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ находим рабочие точки для заданного значения T_v^* . При этом, как и во всех предыдущих случаях, значение постоянной уравнения (8.7) C_2 определялось по известным параметрам в расчетной точке $[\pi_{k.p}^*, q(\lambda_{в.p})]$.

Линия рабочих режимов на характеристике компрессора (см. рис. 8.21) при данном законе регулирования соответствует отрезку напорной ветки $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ ($\bar{n}_{\text{пр}} = 1$) между лучами $T_{r.p}^* = \text{const}$ с $T_{v.min}^*$ и $T_{v.max}^*$, определяемым изменением условий полета. Для каждой рабочей точки, определяемой значением T_v^* , по известным величинам π_k^* и η_k может быть определена L_k (4.1). С ростом T_v^* при $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ будет расти частота вращения и работа компрессора. Очевидно, что для увеличения L_k необходимо увеличивать L_t , а это при $T_r^* = \text{const}$ требует роста π_t^* , который достигается за счет увеличения $F_{c.kp}$ в соответствии с условием (8.10). При всех условиях полета, где $T_v^* < T_{v.max}^*$, $n < n_{\text{max}}$, а это приводит к уменьшению тяги по сравнению с максимально возможной при $n_{\text{max}} = \text{const}$, $T_{r.max}^* = \text{const}$ на пониженных скоростях полета. По этой причине нерационально применять закон регулирования $n_{\text{пр}} = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ в широком диапазоне изменения скоростей полета, но его целесообразно использовать в качестве условия ограничения $n_{\text{пр min}}$ в комбинации с другими законами регулирования.

Регулирование ТРД по трем параметрам

Закон регулирования: $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$; $\Delta K_y = \text{const}$. При этом законе регулирования регулирующими факторами будут: расход топлива ($G_t = \text{var}$), площадь проходного сечения первого соплового аппарата турбины ($F_{c.a} = \text{var}$) и площадь критического сечения сопла ($F_{c.kp} = \text{var}$). Линия рабочих режимов на характеристике компрессора строится следующим образом. Задав на расчетном режиме значение ΔK_y , далее на линиях $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ характеристики компрессора (рис. 8.22) с помощью уравнения (4.23) определяем рабочие точки с заданным значением запаса устойчивости. Объединяя рабочие точки на характеристике компрессора (см. рис. 8.22), получим линию рабочих режимов с $\Delta K_y = \text{const}$. Обеспечить соответствующую этой линии рабочих режимов зависимость $\pi_k^* = f(\bar{n}_{\text{пр}})$ можно, регулируя площадь проходного сечения первого соплового аппарата турбины $F_{c.a}$, значение которой можно определить из уравнения (8.6). Учитывая, что

$$T_r^* = \text{const}, \bar{n}_{\text{пр}} = \sqrt{T_0/T_v^*},$$

а $\bar{F}_{c.a} = F_{c.a}/F_{c.a0}$, запишем уравнение (8.6) в виде

$$\pi_k^* = q(\lambda_{в}) \bar{n}_{\text{пр}} \cdot 1/\bar{F}_{c.a} C'_1, \quad (8.21)$$

где $C'_1 = \text{const}$.

Для любого заданного значения $\bar{n}_{\text{пр}}$ на линии рабочих режимов характеристики компрессора можно найти значения π_k^* и $q(\lambda_{в})$, и с помощью уравнения (8.21) определить величину $\bar{F}_{c.a}$ и получить зависимость $\bar{F}_{c.a} = f(\bar{n}_{\text{пр}})$. Постоянная уравнения (8.21) C'_1 определяется на расчетном режиме. Условие равенства мощностей компрессора и турбины (7.16) обеспечивается при $T_r^* = \text{const}$ путем воздействия на π_t^* изменением площади критического сечения реактивного сопла $F_{c.kp}$. Расчет ведется в такой последовательности. По известным на линии рабочих режимов параметрам компрессора по уравнению (7.26) с учетом принятых допущений определяется π_t^* , а по уравнению (8.10) относительная площадь критического сечения реактивного сопла $\bar{F}_{c.kp} = F_{c.kp}/F_{c.kp0}$. Изменение η_t^* можно учесть во втором приближении, используя характеристику турбины в виде (4.34), представленную на рис. 4.14.

Проанализируем характер изменения $F_{c.a}$ и $F_{c.kp}$ при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр}}$ у ТРД с высоконапорным компрессором ($\pi_{k0}^* = 12$) при реализации рассматриваемого закона регулирования. Нанесем на характеристику компрессора (см. рис. 8.22) для сравнения линию рабочих режимов при законе регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ (пунктирная линия). Запас устойчивости в этом случае при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр}}$ снижается. Для обеспечения условия $\Delta K_y = \text{const}$ при $\bar{n}_{\text{пр}} < 1$ необходимо уменьшить зна-

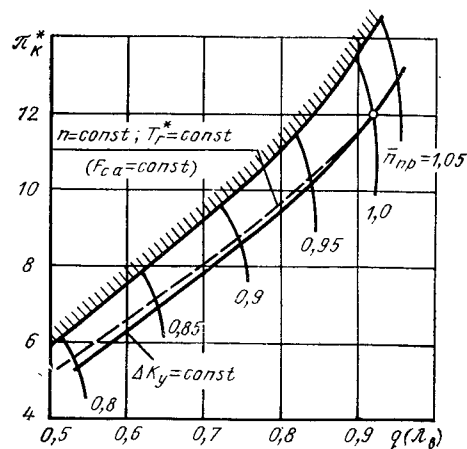


Рис. 8.22. Линии рабочих режимов ТРД при законах регулирования $n = \text{const}$; $T_g^* = \text{const}$; $\Delta K_y = \text{const}$ (сплошная линия) и $n = \text{const}$; $T_g^* = \text{const}$ (пунктирная линия)

чение π_k^* по сравнению с $F_{c.a} = \text{const}$ и, следовательно, увеличить $F_{c.a}$, как это можно увидеть из уравнения (8.21). Работа компрессора вдоль линии рабочих режимов будет меняться не очень сильно, так как углы атаки по ступеням компрессора в данном случае будут меняться меньше, чем при за-

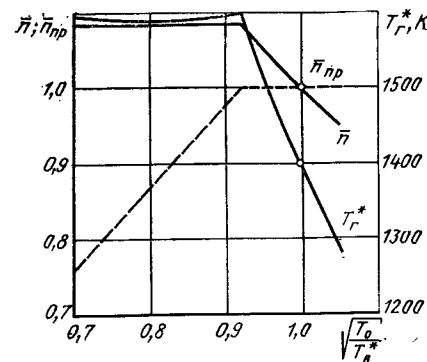
коне регулирования $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$ при $F_{c.a} = \text{const}$, а следовательно, и π_k^* будет меняться не очень сильно. Поэтому в соответствии с уравнением (8.10) при уменьшении $\bar{n}_{пр}$ площадь $F_{c.кр}$ должна также увеличиваться за счет роста $F_{c.a}$. Закон регулирования $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$, $\Delta K_y = \text{const}$ обеспечивает практически максимально возможные значения тяги во всех условиях полета одновременно с высокой надежностью, благодаря поддержанию необходимого запаса устойчивости компрессора. Заметим, что условие $\Delta K_y = \text{const}$ при регулировании ТРД по трем параметрам может быть заменено любым желательным вариантом изменения ΔK_y по $\bar{n}_{пр}$. Основной трудностью при реализации этого закона является необходимость регулирования первого соплового аппарата турбины при высоких значениях T_g^* , что связано с большими конструктивными сложностями.

Примеры комбинированных законов регулирования

До сих пор рассматривались те или иные законы регулирования в предположении, что во всем диапазоне режимов полета закон регулирования двигателя один и тот же. Для обеспечения удовлетворительных характеристик двигателя в широком диапазоне скоростей и высот полета можно применять комбинированные законы регулирования, т. е. использовать разные законы на различных участках полета. Рассмотрим в виде примера два комбинированных закона регулирования.

Комбинированное регулирование по законам $n = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{const}$. Так как рассматриваются законы регулирования по одному параметру, имеется в виду двигатель с неизменяемыми проходными сечениями. Рассмотрим для примера двигатель с $\pi_{k0} = 6$, рассчитанный на максималь-

Рис. 8.23. Изменение \bar{n} , $\bar{n}_{пр}$ и T_g^* вдоль линии рабочих режимов при комбинированном законе регулирования ($n = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{const}$) в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_g^*}$



ную скорость полета на высотах $H > 11$ км, соответствующую $M_{п} = 3,0$ (при этом $T_{в.п}^* = 601$ К). Если при всех скоростях полета регулировать двигатель по закону $n = \text{const}$, то при $\bar{n}_{пр} = 0,693$, соответствующем $M_{п} = 3$, получим низкие значения КПД компрессора ($\eta_k = 0,6$ и ниже) и относительной плотности тока (меньше 0,45), как видно, например, на рис. 8.10. Чтобы обеспечить более высокие значения $q(\lambda_v)$ и η_k при высоких $T_{в.п}^*$ (низких $\bar{n}_{пр}$), можно применить комбинированное регулирование: от $T_{в.п}^*_{\min}$ до промежуточного значения температуры торможения воздуха перед двигателем $T_{в.п}^*$ — по закону $n_{пр} = \text{const}$, а от $T_{в.п}^*$ до $T_{в.п}^*_{\max}$ — по закону $n = \text{const}$. На рис. 8.23 показано изменение \bar{n} , $\bar{n}_{пр}$ и T_g^* вдоль линии рабочих режимов при таком комбинированном регулировании в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_g^*}$. При этом величина $T_{в.п}^*$ принята равной 339 К. В диапазоне температур $T_{в.п}^*$, где применяется закон $n_{пр} = \text{const}$ с ростом $T_{в.п}^*$ до $T_{в.п}^*_{п}$ (снижением $\sqrt{T_0/T_g^*}$ до $\approx 0,92$) частота вращения ротора двигателя растет. При дальнейшем увеличении $T_{в.п}^*$ частота вращения остается постоянной. Такое комбинированное регулирование обеспечивает большее, чем при законе $n = \text{const}$, во всем диапазоне чисел $M_{п}$ значение $\bar{n}_{пр}$ при $M_{п} = 3$ (0,722 вместо 0,693). Вследствие этого возрастают $q(\lambda_v)$ и η_k .

На том же рис. 8.23 показано изменение T_g^* , которое аналогично изменению частоты вращения. При рассматриваемом комбинированном регулировании температура $T_{в.п}^*$ перехода с одного закона на другой должна подбираться так, чтобы обеспечить приемлемые параметры двигателя во всем диапазоне режимов полета. Необходимо также выдерживать ограничения: $n \leq n_{\max}$, $T_g^* \leq T_{g \max}^*$ и $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \min}$.

Комбинированное регулирование по законам $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$. Такое комбинированное регулирование возможно реализовать на двигателе с изменяемой площадью $F_{c.кр}$. Рассмотрим это регулирование на примере двигателя с высоконапорным компрессором ($\pi_{k0} = 12$), рассчитанного, как и в рассмотренном выше примере, на скорость полета до $M_{п} = 3,0$.

При рассмотрении закона $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$ было показано, что для двигателя с $\pi_{k0} = 12$ недопустимое снижение

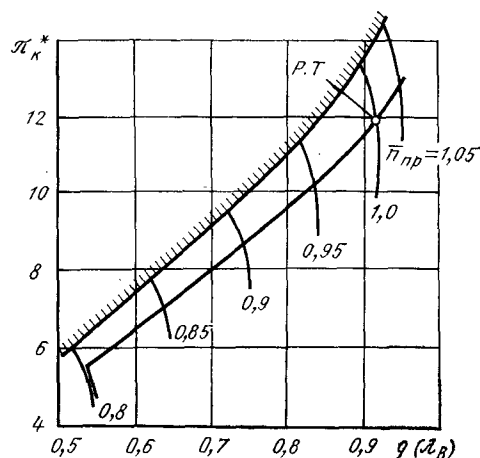


Рис. 8.24. Линия рабочих режимов при комбинированном законе регулирования ($n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ до $\sqrt{T_0/T_v^*} = 0,8$ и $\bar{n}_{пр} = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ при $\sqrt{T_0/T_v^*} < 0,8$)

ΔK_v происходит уже при $\bar{n}_{пр} < 0,8$, что соответствует $M_{п} = 2,35$ на высоте $H = 11$ км и более. Следовательно, при этом законе ТРД с высоконапорным нерегулируемым компрессором не может работать при $M_{п} > 2,35$. Чтобы обеспечить устойчивую работу двигателя до $M_{п} = 3,0$, можно применить комбинированное регулирование: в области относительно низких T_v^* до $T_{в.п}^*$ регулировать двигатель по закону $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$, а от $T_{в.п}^*$ до $T_{в.макс}^*$ — по закону $\bar{n}_{пр} = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$. Принимая $T_{в.п}^* = 450$ К ($\bar{n}_{пр} = 0,8$), можно нанести линию рабочих режимов на характеристику компрессора для обоих законов регулирования (рис. 8.24). Используя ту же характеристику компрессора с $\pi_{к0} = 12$, что и ранее (см. рис. 8.17), получим изменение параметров вдоль линии рабочих режимов. На рис. 8.25 показано изменение \bar{n} , $\bar{n}_{пр}$ и π_k^* для рассматриваемого случая по параметру $\sqrt{T_0/T_v^*}$. При переходе на регулирование $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ (ниже $\sqrt{T_0/T_v^*} = 0,8$) π_k^* и относительная плотность тока меняются не очень сильно при дальнейшем росте T_v^* . Запас устойчивости, как видно из рис. 8.24, растет. Постоянная температура T_r^* во всем диапазоне режимов полета способствует получению высоких значений тяги. Недостатком такого регулирования является неполное использование возможностей двигателя при скоростях полета меньших максимальной, из-за снижения частоты вращения по сравнению с ее предельно допустимым значением.

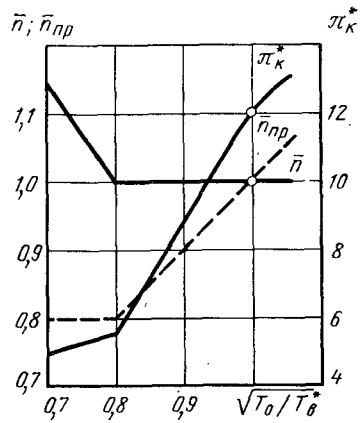


Рис. 8.25. Изменение π_k^* , \bar{n} и $\bar{n}_{пр}$ по линии рабочих режимов при комбинированном законе регулирования ($n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ до $\sqrt{T_0/T_v^*} = 0,8$ и $\bar{n}_{пр} = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ при $\sqrt{T_0/T_v^*} < 0,8$)

ТРД с регулирующими направляющими аппаратами компрессора

На двигателях с высоконапорными компрессорами часто применяется регулирование направляющих аппаратов компрессора (группы первых или групп первых и последних ступеней), главным образом, для расширения диапазона устойчивой работы по $\bar{n}_{пр}$. При этом обычно задаются программы изменения углов установки лопаток направляющих аппаратов компрессора α_i в зависимости от относительной приведенной частоты вращения: $\alpha_i = f(\bar{n}_{пр})$. Это означает, что характеристика компрессора остается функцией двух переменных: $q(\lambda_v)$ и $\bar{n}_{пр}$, но каждому значению $\bar{n}_{пр}$ соответствуют вполне определенные значения α_i . В результате характеристика компрессора с $\alpha_i = \text{var}$ деформируется по сравнению с характеристикой при $\alpha_i = \text{const}$ (см. рис. 4.10).

Программа изменения углов установки направляющих аппаратов $\alpha_i = f(\bar{n}_{пр})$ может быть разной для каждой из регулируемых ступеней; при этом задавать ее нужно исходя из условия повышения запасов устойчивости на пониженных значениях $\bar{n}_{пр}$, а также повышения η_k . Построение линии рабочих режимов на характеристике компрессора с $\alpha_i = \text{var}$ практически не будет отличаться от ее построения на характеристике компрессора с $\alpha_i = \text{const}$, так как положение напорных ветвей с $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ на характеристике регулируемого компрессора однозначно задается программой $\alpha_i = f(\bar{n}_{пр})$.

Рассмотрим регулирование ТРД с $\alpha_i = \text{var}$ по закону $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ ($F_{с.кр} = \text{var}$). На рис. 8.26 дана характеристика компрессора с $\alpha_i = \text{const}$ (сплошные линии) и компрессора с регулирующими направляющими аппаратами групп первых и последних ступеней ($\alpha_i = \text{var}$). Расчетный режим в данном случае соответствует максимальной частоте вращения при $M_{п} = 0$ и $H = 0$. При рассматриваемом законе регулирования рабочие точки на напорных ветвях характеристики компрессора ($\bar{n}_{пр} = \text{const}$) в обоих случаях при $\alpha_i = \text{const}$ и при $\alpha_i = \text{var}$ можно определить по уравнению (8.20). Линии рабочих режимов для

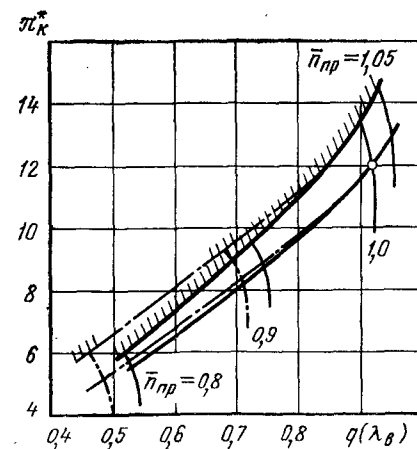


Рис. 8.26. Характеристики компрессоров нерегулируемого (сплошные линии) и с регулирующими направляющими аппаратами (штрихпунктирные линии) с нанесенными на них линиями рабочих режимов при законе регулирования $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$

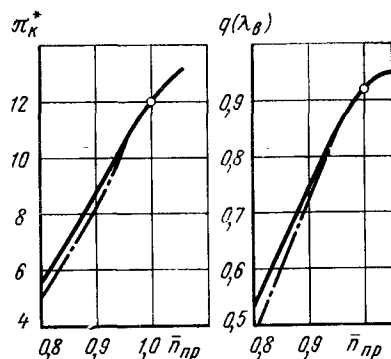


Рис. 8.27. Изменение π_k^* и $q(\lambda_v)$ по линии рабочих режимов у ТРД с нерегулируемым компрессором (сплошная линия) и с регулируемым компрессором (штрихпунктирная линия) при законе регулирования $n = \text{const}$; $T_g^* = \text{const}$

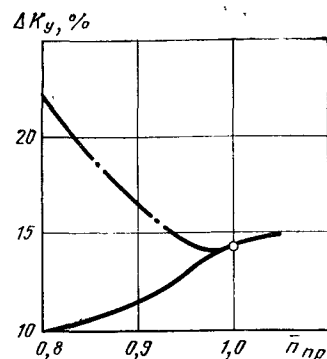


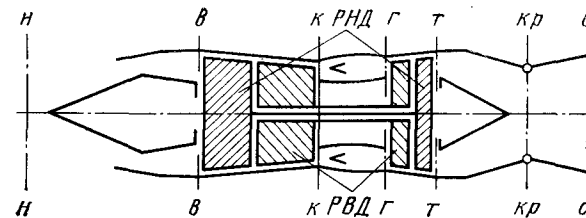
Рис. 8.28. Изменение ΔK_y по линии рабочих режимов у ТРД с нерегулируемым компрессором (сплошная линия) и с регулируемым компрессором (штрихпунктирная линия) при законе регулирования $n = \text{const}$; $T_g^* = \text{const}$

$\alpha_i = \text{const}$ и $\alpha_i = \text{var}$ нанесены на характеристику компрессора (рис. 8.26). Как в случае $\alpha_i = \text{const}$, так и в случае $\alpha_i = \text{var}$ необходимая для привода компрессора работа турбины при $T_g^* = \text{const}$ обеспечивается изменением π_t^* путем регулирования $F_{c.кр}$. Порядок расчета совместной работы элементов ТРД с регулирующими направляющими аппаратами компрессора такой же, как и для ТРД с $\alpha_i = \text{const}$ при законе регулирования $n = \text{const}$, $T_g^* = \text{const}$. Изменение π_k^* и $q(\lambda_v)$ по линиям рабочих режимов для $\alpha_i = \text{const}$ и $\alpha_i = \text{var}$, показанных на рис. 8.26, представлено на рис. 8.27, а на рис. 8.28 дано изменение запаса устойчивости компрессора. При регулировании направляющих аппаратов запас устойчивости компрессора существенно увеличивается на пониженных значениях $\bar{n}_{пр}$, но значения π_k^* и $q(\lambda_v)$ в этом случае ниже, чем у двигателя с нерегулируемым компрессором (см. рис. 8.27).

8.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРОВ, КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИН ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЗАКОНАХ РЕГУЛИРОВАНИЯ

В гл. 4 было показано, что ТРД с двухкаскадным компрессором (двухвальные ТРД) имеют существенно больший диапазон устойчивой работы компрессора по температуре T_v^* (по скорости полета) по сравнению с одновальными ТРД, у которых $\pi_{к0}^* > 8$ и компрессор не регулируется. На рис. 8.29 дана расчетная схема двухвального ТРД с обозначением характерных сечений газозоудного тракта, а также с обозначенными роторами низкого (РНД) и высокого (РВД) давлений. Здесь и в даль-

Рис. 8.29. Расчетная схема двухвального ТРД с обозначением характерных сечений



нейшем параметры, относящиеся к РНД, будем обозначать дополнительным индексом «НД», а параметры, относящиеся к РВД, индексом «ВД».

Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины РВД двухвального ТРД

Будем рассматривать совместную работу элементов РВД на базе математической модели первого уровня с приближениями, принятыми при определении совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины одновального ТРД (см. разд. 8.2 настоящей главы). Характеристику компрессора РВД будем использовать в виде зависимостей (8.1), а характеристики камеры сгорания (8.4) и турбины (8.5) в упрощенном виде.

Используя определенные ранее условия совместной работы элементов в системе ТРД (7.1 ... 7.17), получим уравнение совместной работы РВД. С помощью уравнений расхода запишем условия неразрывности (7.2) для сечений на входе в компрессор и турбину РВД:

$$m_{кр} q(\lambda_v)_{ВД} F_{В ВД} p_{В ВД}^* (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) / \sqrt{T_{В ВД}^*} = \\ = m_{кр.г} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а} p_{г}^* / \sqrt{T_{г}^*}.$$

Определим давление $p_{г}^* = p_{В ВД}^* \pi_{к ВД}^* \sigma_{к.с.}$, исключим площади $F_{В ВД}$ и $F_{с.а}$ из числа регулирующих факторов ($F_{В ВД} = \text{const}$ и $F_{с.а} = \text{const}$) и примем комплексы $m_{кр}$, $m_{кр.г}$, $(1 + q_T) \times (1 - \delta_{отб})$ и $\sigma_{к.с.}$ независимыми от условий полета и режимов работы, получим уравнение, аналогичное уравнению (8.7):

$$\pi_{к ВД}^* = q(\lambda_v)_{ВД} \sqrt{T_{г}^* / T_{В ВД}^*} \text{const}. \quad (8.22)$$

Запишем условие равенства расходов через сопловые аппараты турбин высокого и низкого давлений:

$$m_{кр.г} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а} p_{г}^* / \sqrt{T_{г}^*} = m_{кр.г} q(\lambda_{с.а})_{НД} F_{с.а.НД} p_{т.ВД}^* / \sqrt{T_{т.ВД}^*}.$$

Используя условие (8.5), а также применительно к турбине высокого давления условие (7.13) и (7.28) при неизменных про-

ходных сечениях сопловых аппаратов ($F_{с.а} = \text{const}$ и $F_{с.а нд} = \text{const}$), получим следующее уравнение:

$$\pi_{т.вд}^* \sqrt{1 - \left(1 - 1/\pi_{т.вд}^*\right)^{\frac{k-1}{k}}} \eta_{т.вд}^* = \text{const.} \quad (8.23)$$

Отсюда делаем вывод, что при поставленных условиях

$$\pi_{т.вд}^* = \text{const} \quad (8.24)$$

и, следовательно, работа турбины $L_{т.вд}$ зависит только от температуры газа перед турбиной:

$$L_{т.вд} = T_{г.вд}^* \text{const}, \quad (8.25)$$

а отношение температур

$$T_{г.вд}^*/T_{т.вд}^* = \text{const.}$$

В этом случае равенство мощностей компрессора и турбины РВД (7.17) с учетом условий (7.2), (8.25) и принятых ранее допущений можно записать как:

$$L_{к.вд} = T_{г.вд}^* C_{5.вд}, \quad (8.26)$$

где $C_{5.вд} = \text{const.}$

Представим $L_{к.вд}$ в уравнении (8.26) в развернутом виде:

$$\frac{k}{k-1} RT_{вд}^* \left(\pi_{к.вд}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к.вд}} = T_{г.вд}^* \text{const} \quad (8.27)$$

и, решая совместно уравнения (8.22) и (8.27), получим уравнение совместной работы компрессора и турбины РВД, аналогичное уравнению (8.12) одновального ТРД:

$$\frac{q(\lambda_{в.вд})^2 \left(\pi_{к.вд}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{к.вд}^2 \eta_{к.вд}} = C_{4.вд}, \quad (8.28)$$

где $C_{4.вд} = \text{const.}$

На рис. 8.30 представлена характеристика компрессора РВД двухвального ТРД с рассчитанной с помощью уравнения (8.28) линией рабочих режимов. Постоянная уравнения (8.28) $C_{4.вд}$ определяется по известным параметрам компрессора в расчетной точке. Зависимости $\pi_{к.вд}^*$, $q(\lambda_{в.вд})$ и $\eta_{к.вд}$ от относительной приведенной частоты вращения РВД $\bar{n}_{пр.вд}$ по линии рабочих режимов, необходимые для расчета характеристик двигателя, показаны на рис. 8.31, где

$$\bar{n}_{пр.вд} = \frac{n_{вд}}{n_{вд0}} \sqrt{\frac{T_{в.вд0}^*}{T_{в.вд}^*}}, \quad (8.29)$$

а $n_{вд0}$ и $T_{в.вд0}^*$ — максимальные значения частоты вращения и температуры при $M_{п} = 0$, $H = 0$.

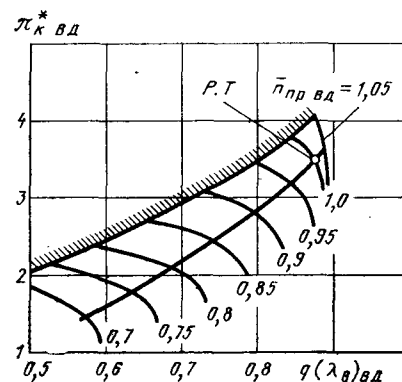
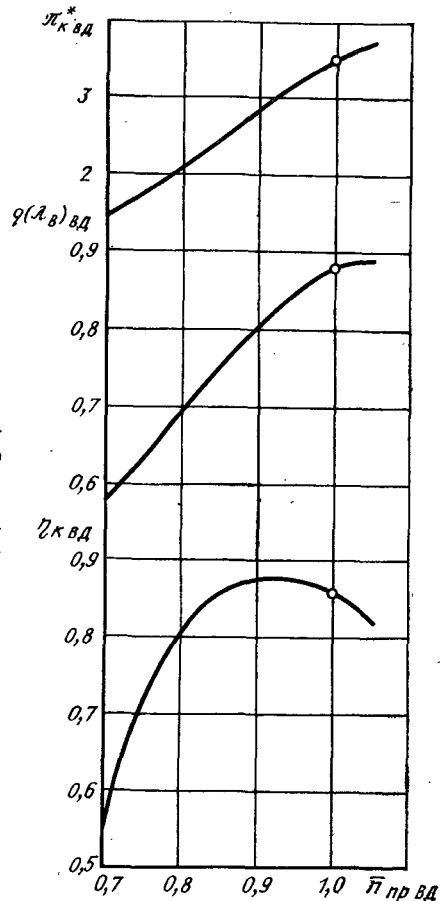


Рис. 8.30. Характеристика компрессора высокого давления двухвального ТРД с линией рабочих режимов

Рис. 8.31. Изменение параметров компрессора высокого давления двухвального ТРД по линии рабочих режимов



Компрессор высокого давления — низконапорный ($\pi_{к.вд0} < 5$), а характерным свойством таких компрессоров, как было показано ранее, является увеличение запаса устойчивости компрессора при уменьшении $\bar{n}_{пр.вд}$. Это хорошо видно на рис. 8.32, где представлена зависимость $\Delta K_{у.вд}$ от $\bar{n}_{пр.вд}$, рассчитанная по уравнениям (4.23) и (4.24). При расчете характеристик двухвального ТРД используется также

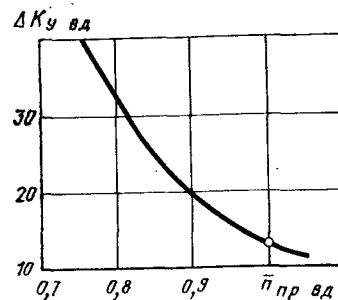


Рис. 8.32. Запас устойчивости компрессора высокого давления двухвального ТРД

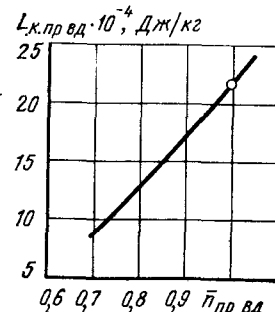


Рис. 8.33. Изменение приведенной работы компрессора высокого давления двухвального ТРД по линии рабочих режимов

приведенная работа компрессора высокого давления:

$$L_{к. пр. вД} = L_{к. вД} T_{в. вД}^* / T_{в. вД}^* = \frac{k}{k-1} R T_{в. вД}^* \left(\pi_{к. вД}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к. вД}}, \quad (8.30)$$

зависимость которой от $\pi_{пр. вД}$ дана на рис. 8.33. Построенная на характеристике компрессора РВД линия рабочих режимов (см. рис. 8.30) будет одна и та же для всех законов регулирования двухвального ТРД при условии, что сопловые аппараты турбин не регулируются ($F_{с. а} = \text{const}$ и $F_{с. а. нД} = \text{const}$).

Совместная работа компрессора и турбины РНД двухвального ТРД

Получим уравнения совместной работы РНД, используя допущения, аналогичные тем, которые принимали, рассматривая совместную работу элементов РВД. В двухвальном ТРД не удастся записать соответствующие уравнения РНД независимо от параметров РВД, расположенного между компрессором и турбиной низкого давления. Начнем с того, что запишем условие баланса расхода между входом в компрессор низкого давления и сопловым аппаратом турбины высокого давления:

$$m_{кр} q (\lambda_{в}) F_{в} \rho_{в}^* / (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) \sqrt{T_{в}^*} = \\ = m_{кр. г} q (\lambda_{с. а}) F_{с. а} \rho_{г}^* / \sqrt{T_{г}^*}.$$

Так как $\rho_{г}^* = \rho_{в}^* \pi_{к. нД}^* \pi_{к. вД}^* \sigma_{к. с.}$, то при принятых выше для математической модели первого уровня допущениях будем иметь

$$\pi_{к. нД}^* \pi_{к. вД}^* = q (\lambda_{в}) \sqrt{T_{г}^* / T_{в}^*} \text{const}. \quad (8.31)$$

Используя условие равенства мощностей компрессора и турбины РНД (7.17), запишем его в развернутом виде:

$$\frac{k}{k-1} R T_{в}^* \left(\pi_{к. нД}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к. нД}} = (1 + q_T) (1 - \delta_{отб}) \frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} \times \\ \times T_{г. вД}^* \left(1 - 1/\pi_{т. нД}^* \right) \eta_{т. нД}^* \eta_{м. нД}. \quad (8.32)$$

Решая совместно уравнения (8.31) и (8.32), с учетом условия (8.25), получим уравнения совместной работы компрессора и турбины РНД:

$$\frac{q (\lambda_{в})^2 \left(\pi_{к. нД}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{к. нД}^{*2} \pi_{к. вД}^{*2} \left(1 - 1/\pi_{т. нД}^* \right) \eta_{к. нД}} = C_{з. нД}, \quad (8.33)$$

где $C_{з. нД} = \text{const}$.

Анализ уравнения (8.33) приводит к выводу, что на работу РНД оказывает влияние РВД, так как в это уравнение входит параметр РВД — $\pi_{к. вД}^*$. Запишем условие равенства расходов газа через сопловой аппарат турбины низкого давления и критическое сечение сопла:

$$m_{кр. г} q (\lambda_{с. а})_{нД} F_{с. а. нД} \rho_{т. нД}^* / \sqrt{T_{т. вД}^*} = \\ = m_{кр. г} q (\lambda_{с. кр}) \rho_{г}^* \sigma_{г} F_{с. кр} / \sqrt{T_{г}^*}.$$

С учетом условия (7.13) и выражения (7.28) применительно к турбине низкого давления, а также принимая $\sigma_{г} = \text{const}$, получим:

$$\pi_{т. нД}^* \sqrt{1 - \left(1 - 1/\pi_{т. нД}^* \right)^{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}}} \eta_{т. нД}^* = \\ = [F_{с. кр} q (\lambda_{с. кр}) / F_{с. а. нД}] \text{const}. \quad (8.34)$$

Будем рассматривать двухвальный ТРД с неизменными проходными сечениями газозвдушного тракта ($F_{с. а. нД} = \text{const}$ и $F_{с. кр} = \text{const}$) при работе на режиме максимальной тяги. В этом случае располагаемый перепад давления на реактивном сопле при любых значениях $M_{п}$ и H будет больше критического ($\pi_{с. р} > \pi_{с. кр}$) и, следовательно, $q (\lambda_{с. кр}) = 1$. Анализируя уравнение (8.34), делаем вывод, что при поставленных условиях

$$\pi_{т. нД}^* = \text{const}. \quad (8.35)$$

В этом случае уравнение совместной работы компрессора и турбины (8.33) упростится:

$$\frac{q (\lambda_{в})^2 \left(\pi_{к. нД}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{к. нД}^{*2} \pi_{к. вД}^{*2} \eta_{к. нД}} = C_{4. нД}, \quad (8.36)$$

где $C_{4. нД} = \text{const}$.

Условие равенства мощностей компрессора и турбины РНД (7.17) с учетом условия (8.25) и принятыми ранее допущениями можно записать в виде:

$$L_{к. нД} = T_{г}^* \left(1 - 1/\pi_{т. нД}^* \right) \text{const}. \quad (8.37)$$

Используя уравнение (8.26), получим отношение работ

$$L_{к. нД} / L_{к. вД} = \left(1 - 1/\pi_{т. нД}^* \right) C_6, \quad (8.38)$$

где $C_6 = \text{const}$.

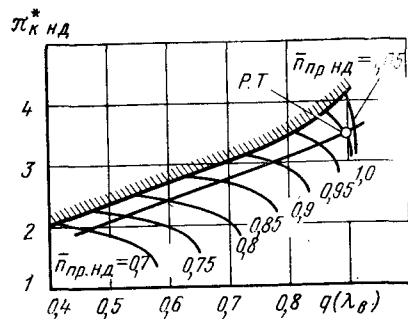


Рис. 8.34. Характеристика компрессора низкого давления двухвального ТРД с линией рабочих режимов

Если у двухвального ТРД с нерегулируемыми сечениями газовоздушного тракта выполняется условие (8.35) $\pi_{к нд}^* = \text{const}$, то уравнение (8.37) примет вид

$$L_{к нд} = T_{г}^* C_5 нд, \quad (8.39)$$

где $C_{5 нд} = \text{const}$,

а отношение работ (8.38) будет величиной постоянной

$$L_{к нд}/L_{к вд} = C_7, \quad (8.40)$$

где $C_7 = \text{const}$.

Запишем уравнение (8.13) применительно к двухвальному ТРД:

$$\pi_{т вд}^* \pi_{т нд}^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{п}^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{вх} \pi_{к нд}^* \pi_{к вд}^* \sigma_{к.с} \sigma_{гп}(\lambda_{с.с}). \quad (8.41)$$

Уравнения (8.31; 8.36; 8.40) совместно с уравнениями работы РВД определяют работу компрессора и турбины РНД при изменении условий полета $M_{п}$ и H и неизменном режиме работы двигателя.

На рис. 8.34 представлена характеристика компрессора низкого давления двухвального ТРД с нанесенной на ней линией рабочих режимов при неизменной геометрии проточной части

$$(F_{с.а} = \text{const}; F_{с.а нд} = \text{const}; F_{с.кр} = \text{const})$$

и при условии, что $\pi_{с.р} > \pi_{с.кр}$, т. е. $q(\lambda_{с.кр}) = 1$. Можно рекомендовать следующий порядок расчета линии рабочих режимов на характеристике компрессора низкого давления. На напорной ветви характеристики компрессора (см. рис. 8.34), соответствующей какой-либо фиксированной относительной приведенной частоте вращения РНД

$$\bar{n}_{пр нд} = \bar{n}_{нд} \sqrt{T_0/T_{в}^*}, \quad (8.42)$$

где $\bar{n}_{нд} = n_{нд}/n_{нд о}$, произвольно выбирается несколько точек, каждой из которых соответствуют определенные значения $\pi_{к нд}^*$, $q(\lambda_{в})$ и $\eta_{к нд}$. Из уравнения (8.36) для выбранных точек находится значение $\pi_{к вд}^*$, а по графикам, данным на рис. 8.31, определяются параметры РВД: $\bar{n}_{пр вд}$, $q(\lambda_{в})_{вд}$ и $\eta_{к вд}$. Принимая относительную частоту вращения РНД $\bar{n}_{нд} = 1$, из уравнения (8.42) находим

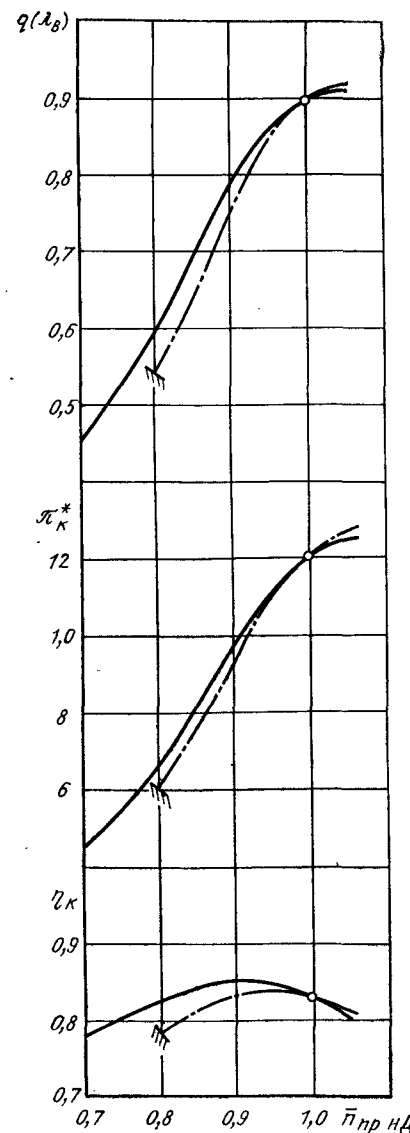


Рис. 8.35. Изменение параметров компрессора низкого давления двухвального ТРД по линиям рабочих режимов

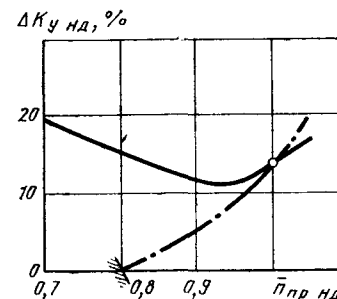


Рис. 8.36. Изменение запаса устойчивости компрессора низкого давления двухвального ТРД в сравнении с запасом устойчивости одновального ТРД (штрихпунктирная линия)

величину $T_{в}^*$, а затем определяем работу компрессора $L_{к нд}$ РНД:

$$L_{к нд} = \frac{k}{k-1} RT_{в}^* \times \left(\pi_{к нд}^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) 1/\eta_{к нд} \quad (8.43)$$

и температуру за компрессором $T_{к нд}^*$, равную температуре на входе в компрессор высокого давления $T_{в вд}^*$:

$$T_{к нд}^* = T_{в вд}^* = T_{в}^* \left[1 + \left(\pi_{к нд}^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) 1/\eta_{к нд}\right]. \quad (8.44)$$

Теперь можно рассчитать работу компрессора высокого давления

$$L_{к вд} = \frac{k}{k-1} RT_{в вд}^* \left(\pi_{к вд}^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) 1/\eta_{к вд}. \quad (8.45)$$

Проверяем условие (8.40) $L_{к нд}/L_{к вд} = C_5$, и та точка из выбранных, в которой отношение работ будет соответствовать этому отношению в расчетной точке, для заданного значения $\bar{n}_{пр нд}$ будет являться рабочей точкой. Объединяя рабочие точки, полученные для разных значений $\bar{n}_{пр нд}$, получим линию рабочих

режимов на характеристике компрессора низкого давления (рис. 8.34). Постоянные уравнений (8.36) $C_{4\text{НД}}$ и (8.40) C_7 при расчете линии рабочих режимов на характеристике компрессора РНД определяются по известным параметрам в расчетной точке.

На рис. 8.35 показано изменение $q(\lambda_v)$, суммарной степени повышения давления двухкаскадного компрессора $\pi_k^* = \pi_{k\text{НД}}^* \pi_{k\text{ВД}}^*$ и КПД двухкаскадного компрессора $\eta_k = L_{k\text{с}}^*/L_k$ в зависимости от относительной приведенной частоты вращения РНД, где

$$L_k = L_{k\text{НД}} + L_{k\text{ВД}}, \quad (8.46)$$

$$a \quad L_{k\text{с}}^* = \frac{k}{k-1} RT_v^* \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right). \quad (8.47)$$

Для сравнения на рис. 8.35 штрихпунктирными линиями нанесены аналогичные зависимости для одновального ТРД с ограничением по запасу устойчивости компрессора. Изменение запасов устойчивости $\Delta K_{y\text{НД}}$ двухвального и одновального ТРД дано на рис. 8.36. Сравнение изменения параметров по относительной приведенной частоте вращения двухвального и одновального ТРД с неизменными проходными сечениями газодинамического тракта показали, что у двухвального ТРД на пониженных $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ запас устойчивости гораздо выше, чем у одновального ТРД, и несколько выше значения $q(\lambda_v)$, π_k^* и η_k .

Регулирование двухвального ТРД по одному параметру

При регулировании ТРД с неизменными проходными сечениями газозвдушного тракта ($F_{c,a} = \text{const}$, $F_{c,a\text{НД}} = \text{const}$, $F_{c,kr} = \text{const}$) регулирующим фактором является расход топлива ($G_T = \text{var}$).

Закон регулирования: $n_{\text{НД}} = \text{const}$. При изменении параметров на входе в двигатель за счет изменения условий полета САР двигателя изменяет расход топлива таким образом, чтобы обеспечивалось условие $n_{\text{НД}} = \text{const}$. При этом нужно выдерживать следующие ограничения: $n_{\text{ВД}} \leq n_{\text{ВД max}}$, $T_g^* \leq T_{g\text{ max}}^*$ и $\Delta K_{y\text{НД}} \geq K_{y\text{НД min}}$. В качестве независимой переменной здесь будем принимать

$$\bar{n}_{\text{пр НД}} = \bar{n}_{\text{НД}} \sqrt{T_0/T_v^*},$$

непосредственно связанную с условиями полета через температуру T_v^* . При условии $n_{\text{НД}} = \text{const}$ относительная частота вращения $\bar{n}_{\text{НД}} = 1$ и, следовательно, $\bar{n}_{\text{пр НД}} = \sqrt{T_0/T_v^*}$. Характеристика компрессора РВД с линией рабочих режимов показана на рис. 8.30, а характеристика компрессора РНД также с линией рабочих режимов на рис. 8.34. Изменение основных параметров двухкаскадного компрессора при рассматриваемом законе

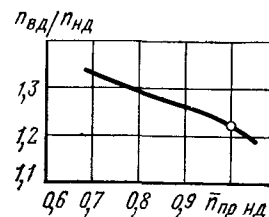


Рис. 8.37. Изменение скольжения роторов двухвального ТРД, регулируемого по закону $n_{\text{НД}} = \text{const}$

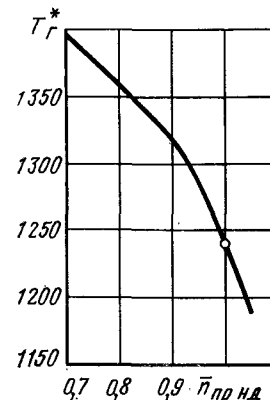


Рис. 8.38. Изменение температуры T_g^* двухвального ТРД при законе регулирования $n_{\text{НД}} = \text{const}$

регулирования показано на рис. 8.35. При расчете линии рабочих режимов на характеристике компрессора РНД для каждого заданного значения $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ были определены величины $\bar{n}_{\text{пр ВД}}$ и температуры $T_{v\text{ВД}}^*$. Следовательно, из уравнения (8.29) может быть найдено значение $\bar{n}_{\text{ВД}} = n_{\text{ВД}}/n_{\text{ВД0}}$ и определено скольжение роторов

$$n_{\text{ВД}}/n_{\text{НД}} = \frac{\bar{n}_{\text{ВД}}}{\bar{n}_{\text{НД}}} n_{\text{ВД0}}/n_{\text{НД0}}, \quad (8.48)$$

где $n_{\text{ВД0}}/n_{\text{НД0}}$ — скольжение роторов на расчетном режиме. На рис. 8.37 показано изменение скольжения роторов в зависимости от $\bar{n}_{\text{пр НД}}$. Отсюда видно, что при увеличении скорости полета и связанного с этим уменьшении $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ из-за роста температуры T_v^* скольжение роторов увеличивается, а это препятствует уменьшению запаса устойчивости компрессора РНД. Температура газа перед турбиной T_g^* определяется из уравнения (8.39) по известному значению $L_{k\text{НД}}$. Постоянная уравнения (8.39) $C_{5\text{НД}}$ находится в расчетной точке. Изменение T_g^* в зависимости от $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ при законе регулирования $n_{\text{НД}} = \text{const}$ показано на рис. 8.38.

Можно проследить физическую картину изменения параметров двухвального ТРД при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр НД}} = \sqrt{T_0/T_v^*}$ за счет увеличения скорости полета в случае регулирования двигателя по закону $n_{\text{НД}} = \text{const}$. С уменьшением $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ растут углы атаки в компрессоре низкого давления и соответственно растет его работа. САР для обеспечения постоянства $n_{\text{НД}}$ в этих условиях увеличивает подачу топлива для повышения температуры T_g^* и соответственно работы турбины низкого давления. Но компрессор высокого давления с уменьшением $\bar{n}_{\text{пр ВД}}$ переходит на пониженные углы атаки. Поэтому повышение T_g^* при $\pi_{t\text{ВД}}^* = \text{const}$ приводит к росту работы турбины высокого давления, а это ведет к увеличению $n_{\text{ВД}}$ и скольжения роторов (см. рис. 8.37). Рост скольжения при уменьшении $\bar{n}_{\text{пр НД}}$ переводит условия течения в обоих каскадах компрессора ближе к расчет-

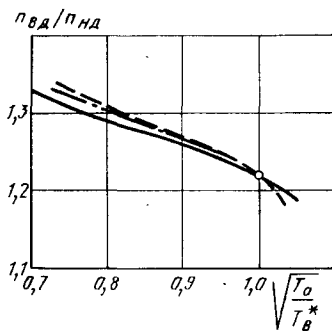


Рис. 8.39. Изменение скольжения роторов двухвального ТРД при разных законах регулирования (— $n_{НД} = \text{const}$; - - - $n_{ВД} = \text{const}$; — · — $T_g^* = \text{const}$)

ному, т. е. менее интенсивно снижаются углы атаки на последних ступенях двухкаскадного компрессора и повышаются в первых. Как следствие увеличивается запас устойчивости компрессора низкого давления (см. рис. 8.36).

Закон регулирования: $n_{ВД} = \text{const}$. В данном случае САР двигателя при изменении условий полета поддерживает постоянной $n_{ВД}$ за счет изменения расхода топлива ($G_T = \text{var}$). При реализации настоящего закона регулирования должны выдерживаться следующие ограничения:

$n_{НД} \leq n_{НД \max}$, $T_g^* \leq T_{g \max}^*$, $\Delta K_{у НД} \geq K_{у НД \min}$. Условие совместной работы элементов у двухвального ТРД с неизменными проходными сечениями газозвдушного тракта определяются теми же уравнениями, что и при законе регулирования $n_{НД} = \text{const}$, и, следовательно, линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров РНД (см. рис. 8.34) и РВД (см. рис. 8.31) остаются прежними. Для этого закона регулирования за независимую переменную возьмем параметр $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$, непосредственно связанный с условиями полета. Определение изменения параметров двигателя в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ можно проводить следующим образом. Для выбранного значения $T_{в}^*$ или непосредственно $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ задаемся несколькими значениями $\bar{n}_{НД}$, определяем $\bar{n}_{пр НД} = \bar{n}_{НД} \sqrt{T_0/T_{в}^*}$ и по ней с графика, представленного на рис. 8.37, находим скольжение роторов $n_{ВД}/n_{НД}$, а по уравнению (8.48) рассчитываем $\bar{n}_{ВД}$. Точка с выбранным значением $\bar{n}_{НД}$, которой соответствует $\bar{n}_{ВД} = 1$, будет являться рабочей точкой при рассматриваемом законе регулирования. Таким образом, связали параметр $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ с $\bar{n}_{пр НД}$ при условии $n_{ВД} = \text{const}$. На рис. 8.39 показано изменение скольжения роторов в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ (для случая $n_{ВД} = \text{const}$ — пунктирная кривая). Ограничения кривых во всех случаях соответствуют одинаковым значениям $T_{в \max}^* = 520 \text{ К}$ и $T_{в \min}^* = 274 \text{ К}$. Зная изменение $\bar{n}_{пр НД}$ в зависимости от $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$, на кривых на рис. 8.35 находим π_k^* , $q(\lambda_{в})$ и η_k , определяем суммарную работу двухкаскадного компрессора

$$L_k = \frac{k}{k-1} RT_{в}^* \left(\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) 1/\eta_k, \quad (8.49)$$

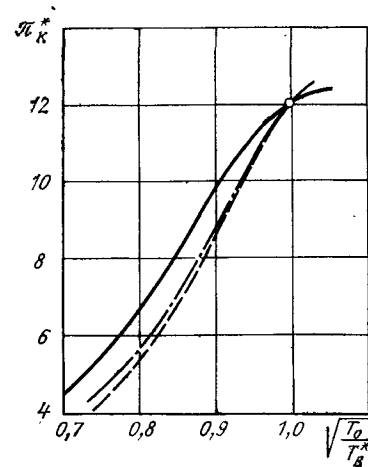


Рис. 8.40. Изменение общей степени повышения давления двухкаскадного компрессора при разных законах регулирования (— $n_{НД} = \text{const}$; - - - $n_{ВД} = \text{const}$; — · — $T_g^* = \text{const}$)

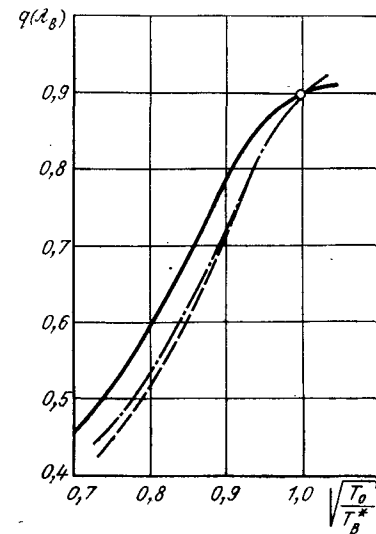


Рис. 8.41. Изменение $q(\lambda_{в})$ в двухкаскадном компрессоре при разных законах регулирования (— $n_{НД} = \text{const}$; - - - $n_{ВД} = \text{const}$; — · — $T_g^* = \text{const}$)

а из условия (8.16)

$$L_k/T_g^* = C_5 \quad (8.50)$$

находим температуру газа перед турбиной. Постоянная уравнения (8.50) определяется по заданному значению $T_{г \max}^*$ и найденной в результате расчета величине $L_{k \max}$. Последнее уравнение (8.50) получено из уравнений (8.26), (8.39) и (8.46).

На рис. 8.40 и рис. 8.41 показаны изменения π_k^* и $q(\lambda_{в})$ в зависимости от $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ (для случая $n_{ВД} = \text{const}$ — пунктирные кривые), а на рис. 8.42 — изменение $L_k T_{г}^*/T_{г}^*$. Так как уменьшение $\sqrt{T_0/T_{в}^*}$ соответствует росту $M_{п}$ при $H = \text{const}$, то кривые на рис. 8.39 ... 8.42 позволяют проследить изменение параметров двухвального ТРД с ростом скорости полета. Относительная приведенная частота вращения РВД $\bar{n}_{пр ВД}$ с ростом $M_{п}$ при $n_{ВД} = \text{const}$ ($\bar{n}_{ВД} = 1$) снижается, $L_{к ВД}$ — уменьшается в связи с переходом последних ступеней на пониженные углы атаки. В соответствии с условием равенства работ турбины и компрессора РВД температура газа T_g^* уменьшается (см. рис. 8.42). Соответственно понижается температура и перед турбиной низкого давления $T_{г НД}^*$, что приводит к уменьшению $L_{к НД}$. Но этот компрессор с ростом $T_{в}^*$ переходит на повышенные углы атаки, а это в сочетании с уменьшением $L_{к НД}$ приводит к снижению $n_{НД}$; скольжение роторов возрастает (см. рис. 8.30). При этом снижение $n_{НД}$ приводит к более интенсивному, чем при за-

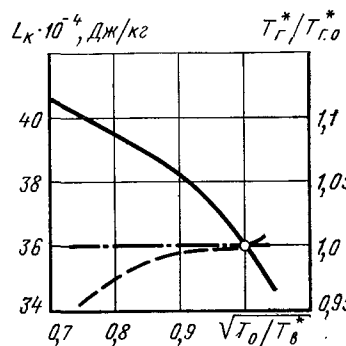


Рис. 8.42. Изменение работы компрессора и относительной температуры газа перед турбиной в двухвальном ТРД при разных законах регулирования (— $n_{нд} = \text{const}$; - - - $n_{вд} = \text{const}$; — · — $T_g^* = \text{const}$)

коне регулирования $n_{нд} = \text{const}$ снижению $\bar{n}_{пр нд}$ с ростом T_b^* . Поэтому резко понижаются с ростом скорости полета (уменьшением $\sqrt{T_o/T_b^*}$) суммарные параметры компрессора π_k^* и $q(\lambda_b)$ (см. рис. 8.40 и 8.41).

З а к о н р е г у л и р о в а н и я: $T_g = \text{const}$. Как и в случае двух предыдущих законов регулирования, условия совместной работы элементов и линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров остаются теми же. САР при изменении M_n и H за счет изменения подачи топлива поддерживает постоянную температуру T_g^* . Датчиком могут служить термпары, следящие за температурой газа за турбиной T_t^* , так как в данном случае отношение температур $T_g^*/T_t^* = \text{const}$. Из условий прочности должны накладываться ограничения: $n_{нд} \leq n_{нд \max}$, $n_{вд} \leq n_{вд \max}$, а также $\Delta K_{у нд} \geq \Delta K_{у нд \min}$. Как и при законе регулирования $n_{вд} = \text{const}$, в данном случае нужно найти связь параметра $\sqrt{T_o/T_b^*}$ с $\bar{n}_{пр нд}$. Расчет можно вести следующим образом. Для выбранного значения $\sqrt{T_o/T_b^*}$ задаемся несколькими значениями $\bar{n}_{нд}$, определяем $\bar{n}_{пр нд} = \bar{n}_{нд} \sqrt{T_o/T_b^*}$ и по графикам на рис. 8.35 находим значения параметров π_k^* , $q(\lambda_b)$ и η_k . Используя уравнение (8.49), находим суммарную работу компрессора L_k . Условие (8.50) при $T_g^* = \text{const}$ приводит к выводу, что L_k должна оставаться постоянной. Точка с заданным значением $\bar{n}_{нд}$, которой соответствует такое же значение L_k , как и на расчетном режиме, является рабочей точкой при данном законе регулирования. В итоге получили связь параметра $\sqrt{T_o/T_b^*}$ с $\bar{n}_{пр нд}$. Теперь по графикам на рис. 8.35 и 8.37 можно найти значения основных параметров двигателя. На рис. 8.39 ... 8.42 штрихпунктирными линиями даны изменения π_k^* , $q(\lambda_b)$ и $n_{вд}/n_{нд}$ при законе регулирования $T_g^* = \text{const}$. Из серии кривых на рис. 8.39 ... 8.42 видно, что закон регулирования $T_g^* = \text{const}$ занимает промежуточное положение между законами $n_{нд} = \text{const}$ и $n_{вд} = \text{const}$. С ростом скорости полета (уменьшением $\sqrt{T_o/T_b^*}$) скольжение роторов растет (см. рис. 8.39) за счет некоторого уменьшения $n_{нд}$ и увеличения $n_{вд}$.

З а к о н р е г у л и р о в а н и я: $n_{пр нд} = \text{const}$. При этом законе регулирования САР двигателя при изменении условий полета меняет частоту вращения РНД в соответствии с условием: $n_{нд} \sim \sqrt{T_b^*}$.

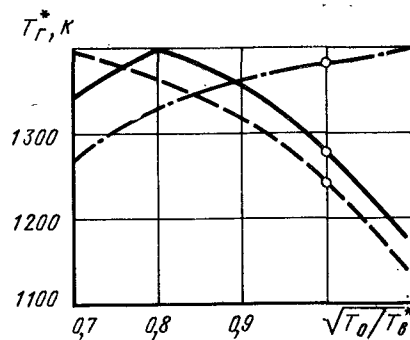


Рис. 8.43. Изменение температуры T_g^* при комбинированном законе регулирования (—), законе регулирования $n_{нд} = \text{const}$ (- - -) и законе регулирования $n_{вд} = \text{const}$ (— · —)

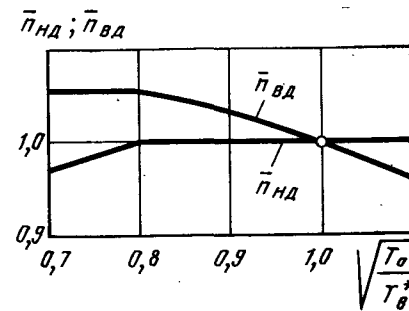


Рис. 8.44. Изменение относительных частот вращения РНД и РВД при комбинированном законе регулирования двухвального ТРД

При этом должны выдерживаться следующие ограничения:

$$n_{нд} \leq n_{нд \max}, \quad n_{вд} \leq n_{вд \max}, \quad T_g^* \leq T_{g \max}^*.$$

Так как между РНД и РВД при $F_{с.кр} = \text{const}$ существует однозначная связь, определяемая условием (8.40), то заданному значению $\bar{n}_{пр нд}$ будет соответствовать единственное значение $\bar{n}_{пр вд}$. Из этого следует, что на характеристике компрессора РВД, как и на характеристике компрессора РНД, будет одна единственная рабочая точка при всех условиях полета; она же — расчетная точка. Суммарные параметры двухкаскадного компрессора π_k^* , $q(\lambda_b)$, η_k не будут зависеть от условий полета. С ростом скорости полета из-за увеличения T_b^* будет расти работа компрессора L_k (8.49) и в соответствии с условием (8.50) температура газа T_g^* . Максимальные значения T_g^* , $n_{нд}$ и $n_{вд}$ будут достигаться при максимальной величине T_b^* . При этом скольжение роторов меняться не будет: $n_{вд}/n_{нд} = \text{const}$. В силу последнего обстоятельства очевидно, что при данном законе регулирования двухвальный ТРД практически не отличается от одновального. Отсюда делаем вывод, что закон регулирования $n_{пр нд} = \text{const}$ имеет смысл применять лишь в качестве ограничения $n_{пр нд \max}$ в комбинации с другими законами регулирования.

К о м б и н и р о в а н н ы е з а к о н ы р е г у л и р о в а н и я д в у х в а л ь н ы х ТРД. Рассмотрим комбинацию законов регулирования на конкретном примере. Допустим, что диапазон скоростей и высот полета, заданный требованиями к самолету, характеризуется изменением температуры на входе в двигатель от $T_{b \min}^* = 240 \text{ К}$ до $T_{b \max}^* = 600 \text{ К}$. Разобьем эту область на два участка. На первом участке в диапазоне T_b^* от $T_{b \min}^* = 240 \text{ К}$ до $T_{b.п}^* = 450 \text{ К}$ будем регулировать двигатель по закону $n_{нд} = \text{const}$, на втором участке в диапазоне от $T_{b.п}^* =$

$= 450 \text{ К}$ до $T_{в \max}^* = 600 \text{ К}$ — по закону $n_{вд} = \text{const}$. Максимальная температура газа $T_{г \max}^*$ (в данном случае $T_{г \max}^* = 1400 \text{ К}$) будет реализована при $T_{в}^* = T_{в.п}^*$ (рис. 8.43). С ростом $T_{в}^*$ на участке, где $T_{в}^* < T_{в.п}^*$, $n_{вд}$ (рис. 8.44) и $T_{г}^*$ (рис. 8.43) будут расти, а на участке, где $T_{в}^* > T_{в.п}^*$ (рис. 8.44), $n_{вд}$ и $T_{г}^*$ будут уменьшаться. На рис. 8.43 изменение $T_{г}^*$ при комбинированном законе регулирования дано в сравнении с изменением $T_{г}^*$ при законах $n_{нд} = \text{const}$ и $n_{вд} = \text{const}$, когда они применяются во всем диапазоне изменения $T_{в}^*$. Нетрудно заметить, что при малых значениях $T_{в}^*$ комбинированное регулирование обеспечивает большее значение $T_{г}^*$, чем при законе $n_{нд} = \text{const}$, и меньшее, чем при законе $n_{вд} = \text{const}$. При больших значениях $T_{в}^*$ положение меняется. Таким образом, применяя комбинация законов регулирования, можно обеспечить более благоприятное изменение параметров двигателя в зависимости от условий полета, по сравнению с регулированием по какому-либо одному закону.

8.4. РЕГУЛИРОВАНИЕ ТРДФ НА ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

При включении форсажной камеры у ТРДФ к условиям совместной работы элементов турбореактивного двигателя (7.1 ... 7.17) добавится еще условие теплового баланса форсажной камеры (5.7), а уравнение расхода газа через критическое сечение реактивного сопла будет иметь вид:

$$G_{в} [(1 + q_{т}) (1 - \delta_{отб}) + \delta_{воз} + q_{т.ф}] = m_{кр.г} q (\lambda_{с.кр}) F_{с.кр} \frac{\rho_{т.с}^* \sigma_{ф.к}}{\sqrt{T_{т}^*}} \quad (8.51)$$

С учетом этого система уравнений совместной работы ТРДФ будет содержать на одно уравнение больше, чем аналогичная система для ТРД. Переменных же при этом будет больше на две, так как по сравнению с ТРД добавляются параметры $T_{ф}^*$ и $q_{т.ф}$.

Следовательно, если все сечения ТРДФ на форсированном режиме нерегулируемые, то для однозначного соответствия параметров двигателя этого типа любым условиям полета при заданном положении РУД необходимо задать закон изменения двух параметров (закон регулирования), а не одного, как для ТРД. Для ТРДФ с регулируемым на форсированном режиме критическим сечением реактивного сопла закон регулирования должен определять изменение уже трех параметров вместо двух для ТРД. Действительно, у ТРДФ имеется дополнительный регулирующий фактор — расход топлива в форсажной камере ($G_{т.ф} = \text{var}$), что и приводит к увеличению числа степеней свободы.

Прежде чем рассматривать регулирование ТРДФ на форсированных режимах, следует остановиться на вопросе об изменении параметров турбокомпрессорной части двигателя ($T_{г}^*$, $\pi_{к}^*$, $\pi_{т}^*$

и др.) при переходе с максимального режима на форсированный. Очевидно, что максимально допустимые значения частоты вращения и температуры газа перед турбиной не должны превышать при работе на форсированном режиме, т. е. на этом режиме должны выдерживаться условия $T_{г}^* \leq T_{г \max}^*$ и $n \leq n_{\max}$. С другой стороны, на максимальном режиме эти предельные значения параметров, как правило, уже достигаются. Снижать их на форсированном режиме не имеет смысла, чтобы не ухудшать тяговых и экономических характеристик двигателя. Поэтому обычно наиболее целесообразным является такой переход к форсированному режиму, при котором режим и параметры турбокомпрессорной части двигателя остаются такими же (или почти такими же), как на максимальном режиме. На практике в большинстве случаев осуществляется именно такое форсирование ТРД.

Для того чтобы при неизменных условиях полета параметры турбокомпрессорной части двигателя на максимальном и форсированном режимах были одинаковыми, необходимо, чтобы включение форсажа не вызывало изменения давления газа за турбиной, что обеспечивало бы сохранение неизменной и величины $\pi_{т}^*$.

Когда $p_{т}^*$ одинаково на максимальном и форсированном режимах, то условие равенства расхода воздуха, проходящего на обоих режимах через критическое сечение реактивного сопла, запишется в виде:

$$m_{кр.г} q (\lambda_{с.кр}) F_{с.кр} \frac{\rho_{т.с}^* \sigma_{г}}{\sqrt{T_{т}^*}} \frac{1}{\beta_{г}} = m_{кр.г} q (\lambda_{с.кр}) F_{с.кр.ф} \frac{\rho_{т.с}^* \sigma_{ф.к}}{\sqrt{T_{ф}^*}} \frac{1}{\beta_{г.ф}} \quad (8.52)$$

Учитывая принятые ранее в рамках математической модели первого уровня допущения и принимая дополнительно $\sigma_{ф.к}$ и $\beta_{г.ф}$ не зависящими от условий полета и режимов работы, получим условие сохранения режима работы турбокомпрессора неизменным при переходе на форсированный режим работы:

$$F_{с.кр.ф} / F_{с.кр} = \sqrt{T_{ф}^* / T_{т}^*} C_{ф} \quad (8.53)$$

где $C_{ф} = \text{const}$.

Если у ТРДФ один форсированный режим, то при переходе на него площадь критического сечения реактивного сопла должна измениться в соответствии с условиями (8.53). Если форсированных режимов, отличающихся степенью подогрева газа $T_{ф}^* / T_{т}^*$, несколько, то каждому из них соответствует свое значение $F_{с.кр.ф}$.

Регулирование ТРДФ по двум параметрам

При регулировании ТРДФ по двум параметрам регулирующими факторами являются: расходы топлива в основной ($G_{т} = \text{var}$) и форсажной ($G_{т.ф} = \text{var}$) камерах сгорания.

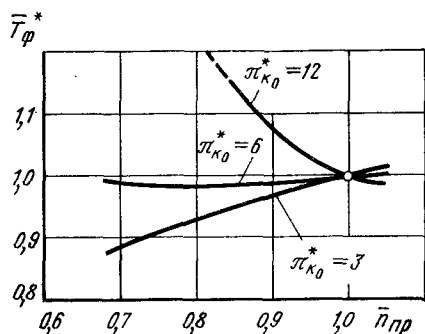


Рис. 8.45. Изменение относительной температуры газа в форсажной камере ТРДФ с компрессорами различной напорности при законе регулирования $n = \text{const}$; $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$

Закон регулирования: $n = \text{const}$; $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$. При данном законе регулирования подача топлива в форсажную камеру осуществляется в соответствии с сигналом датчика отношения да-

вления газа перед турбиной к давлению за ней, чтобы сохранилось условие $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$ у ТРДФ с неизменными проходными сечениями ($F_{с.кр.ф} = \text{const}$) при изменении $M_{пр}$ и H . В основную камеру сгорания САР дозирует топливо так, чтобы соблюдалось условие $n = \text{const}$ при любых внешних условиях.

Очевидно, что условия $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$ при любых $M_{пр}$ и H гарантируют отсутствие влияния работы форсажной камеры на режим турбокомпрессора.

Температуры $T_{г}^*$ и $T_{ф}^*$ при этом законе регулирования будут меняться в зависимости от условий полета. Изменение $T_{г}^*$ у ТРДФ в зависимости от $\bar{n}_{пр}$ и $\pi_{кр.ф}^*$ будет таким же, как и у ТРД (см. рис. 8.13). Так как при $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$ отношение температур $T_{г}^*/T_{г}^{*0} = \text{const}$, то при $F_{с.кр.ф} = \text{const}$ из уравнения (8.53) получим, что $T_{ф}^*/T_{г}^* = \text{const}$, т. е. температура $T_{ф}^*$ меняется пропорционально температуре $T_{г}^*$. Поэтому зависимости $T_{ф}^*/T_{г}^{*0} = f(\bar{n}_{пр}, \pi_{кр.ф}^*)$, показанные на рис. 8.45, совпадают с аналогичными зависимостями для $\bar{T}_{г}^*$, представленными на рис. 8.13. Условие $T_{ф}^*/T_{г}^* = \text{const}$ при $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$ справедливо также для двухвального ТРДФ с $F_{с.кр.ф} = \text{const}$.

Закон регулирования: $T_{г}^* = \text{const}$; $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$. Так как сигналы датчиков температуры $T_{г}^*$, пропорциональной $T_{г}^*$ при $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$, воздействуют на подачу топлива в основную камеру сгорания, обеспечивая выполнение условия $T_{г}^* = \text{const}$, то частота вращения n в данном случае будет меняться при изменении $M_{пр}$ и H . Регулятор подачи топлива в форсажную камеру, поддерживая $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$, автоматически обеспечивает в соответствии с условием $T_{ф}^*/T_{г}^* = \text{const}$ постоянство температуры $T_{ф}^*$. Изменение \bar{n} в зависимости от параметра $\sqrt{T_0/T_{г}^*}$ будет таким же, как у ТРД, регулируемого по закону $T_{г}^* = \text{const}$ при $F_{с.кр.ф} = \text{const}$ (см. рис. 8.14).

Закон регулирования: $n_{пр} = \text{const}$; $\pi_{кр.ф}^* = \text{const}$. При данном законе регулирования у ТРДФ с ростом $T_{г}^*$ будет расти $n \sim \sqrt{T_{г}^*}$ и температура газа $T_{г}^* \sim T_{г}^{*0}$ (см. рис. 8.16). В соответствии с условием $T_{ф}^*/T_{г}^* = \text{const}$ температура $T_{ф}^*$ будет расти пропорционально $T_{г}^*$. Из-за резкого изменения параметров

в зависимости от $T_{г}^*$ при изменении $M_{пр}$ и H этот закон регулирования для большого диапазона изменения скоростей полета применять нецелесообразно. Его можно применять как ограничитель $n_{пр \max}$ в сочетании с другими законами регулирования.

Регулирование ТРДФ по трем и четырем параметрам

При регулировании ТРДФ по трем параметрам регулирующими факторами будут: расходы топлива в основной ($G_{г} = \text{var}$) и форсажной ($G_{ф} = \text{var}$) камерах сгорания и критическое сечение реактивного сопла ($F_{с.кр.ф} = \text{var}$), а при регулировании по четырем параметрам кроме этого еще площадь проходного сечения первого соплового аппарата турбины ($F_{с.а} = \text{var}$).

Закон регулирования: $n = \text{const}$; $T_{г}^* = \text{const}$; $T_{ф}^* = \text{const}$. При этом законе регулирования САР поддерживает $T_{г}^* = \text{const}$ за счет изменения $G_{г}$, $n = \text{const}$ путем изменения $F_{с.кр.ф}$, воздействующего на $\pi_{кр.ф}^*$, а $T_{ф}^* = \text{const}$ изменением $G_{ф}$ по сигналу датчиков косвенного измерения $T_{ф}^*$. Так как на форсированных режимах работа турбокомпрессора остается такой же, как и на максимальном режиме, то сохраняет силу условие (8.53). Поэтому, зная изменение $\pi_{кр.ф}^*$, $T_{г}^*$ и $F_{с.кр.ф}$ от $\bar{n}_{пр}$ на максимальном режиме работы ТРД, можно найти зависимость $F_{с.кр.ф}$ от $\bar{n}_{пр}$, воспользовавшись уравнением (8.53).

Закон регулирования: $n_{пр} = \text{const}$; $T_{г}^* = \text{const}$; $T_{ф}^* = \text{const}$. Этот закон регулирования отличается от предыдущего тем, что изменением $F_{с.кр.ф}$ САР обеспечивает условие $n \sim \sqrt{T_{г}^*}$, а не $n = \text{const}$. Существенное изменение n при изменении $T_{г}^*$ делает нецелесообразным применение данного закона в широком диапазоне изменения условий полета, так как при малых скоростях полета из-за низкого значения n возможности двигателя используются далеко не полностью. Этот закон может использоваться в комбинации с другими для ограничения $n_{пр \min}$ при больших скоростях полета.

Закон регулирования: $n = \text{const}$; $T_{г}^* = \text{const}$; $T_{ф}^* = \text{const}$; $\Delta K_y = \text{const}$. Наличие еще одного регулирующего фактора — площади $F_{с.а}$ позволяет на всех режимах полета обеспечить неизменный запас устойчивости компрессора. Очевидно, что реализация для регулирования ТРДФ этого закона, обладающего большими преимуществами, связана с серьезными конструктивными трудностями. Определить параметры ТРДФ, регулируемого по рассматриваемому закону, можно, используя результаты расчетов параметров двигателя на максимальном режиме (см. п. 8.2) и условие (8.53). При реализации всех законов, связанных с поддержанием $T_{ф}^* = \text{const}$, из-за высокого значения $T_{ф}^*$ ($T_{ф}^* = 2000 \dots 2200 \text{ K}$) приходится пользоваться косвенными методами определения температуры $T_{ф}^*$.

О регулировании, обеспечивающем условие $\alpha_x = \text{const}$. При регулировании ТРДФ по законам, обес-

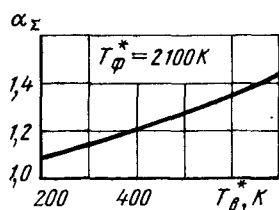


Рис. 8.46. Изменение суммарного коэффициента избытка воздуха в зависимости от T_v^* при $T_\phi^* = \text{const}$

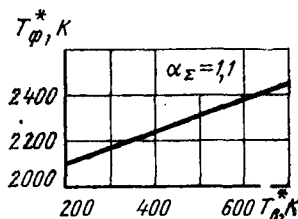


Рис. 8.47. Изменение T_ϕ^* в зависимости от T_v^* при $\alpha_\Sigma = \text{const}$

печивающим постоянство температуры T_ϕ^* , еще не исчерпываются все возможности форсирования, так как при $T_\phi^* = \text{const}$ величина суммарного коэффициента избытка воздуха α_Σ существенно меняется в зависимости от условий полета.

Суммарное количество тепла, подведенного к 1 кг воздуха в ТРДФ, пропорционально разности температур в форсажной камере и на входе в двигатель

$$Q_\Sigma = c_p (T_\phi^* - T_v^*),$$

где c_p — условная средняя теплоемкость в процессе подвода тепла в двигателе.

Суммарный относительный расход топлива с некоторыми приближениями можно представить как

$$q_{\tau\Sigma} = c_p (T_\phi^* - T_v^*) / H_u \eta_{\tau\Sigma},$$

где $\eta_{\tau\Sigma}$ — условный общий коэффициент полноты сгорания. Соответственно

$$\alpha_\Sigma = \frac{1}{q_{\tau\Sigma} L_0} \sim \frac{1}{T_\phi^* - T_v^*}. \quad (8.54)$$

Из этого выражения видно, что с ростом T_v^* при $T_\phi^* = \text{const}$ суммарный коэффициент избытка воздуха α_Σ увеличивается. На рис. 8.46 представлена зависимость α_Σ от T_v^* при $T_\phi^* = \text{const}$.

Для того чтобы получить максимальную степень форсирования во всех условиях полета, нужно регулировать форсажную камеру, выдерживая условие $\alpha_\Sigma = \text{const}$. Это принципиально может быть достигнуто при использовании регулируемого на форсированных режимах реактивного сопла, если заменить условие $T_\phi^* = \text{const}$ в трех рассмотренных выше законах условием $\alpha_\Sigma = \text{const}$.

На рис. 8.47 показана зависимость температуры T_ϕ^* от температуры T_v^* при $\alpha_\Sigma = \text{const}$. Такое регулирование возможно с помощью датчиков, косвенно характеризующих величину α_Σ .

8.5. ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

Выше в разд. 8.2 ... 8.4 было показано, что изменение параметров двигателя по линии рабочих режимов существенно зависит от закона регулирования. С другой стороны, как было показано в гл. 7, удельные параметры двигателя существенно зависят от основных параметров рабочего процесса. Поэтому рассмотрим характеристики двигателей в зависимости от M_Π и H , уровня основных параметров и закона регулирования. Режим работы двигателя, определяемый положениями РУД, при этом остается неизменным. Методы расчета характеристик двигателей на базе математических моделей первого и второго уровня рассмотрим в конце настоящей главы.

Скоростные характеристики ТРД

Проведем анализ протекания скоростных характеристик и рассмотрим влияние на них уровня основных параметров рабочего процесса. Скоростные характеристики ТРД с разными параметрами рассмотрим при одном из наиболее эффективных с точки зрения получения максимальной тяги законе регулирования: $n = \text{const}$; $T_r^* = \text{const}$ ($F_{с.кр} = \text{var}$), для случая, когда на всех двигателях используются реактивные сопла с полным расширением ($p_c = p_H$).

На рис. 8.48 показаны зависимости $P_{уд}$, $C_{уд}$, G_v и P ТРД от M_Π при $H = \text{const}$ с различными значениями T_r^* . При $T_r^* = \text{const}$ увеличение M_Π приводит к уменьшению количества тепла, подводимого к 1 кг воздуха в камере сгорания $Q_1 = c_p (T_r^* - T_k^*)$ из-за роста T_v^* и, соответственно, T_k^* . Пропорционально Q_1 умень-

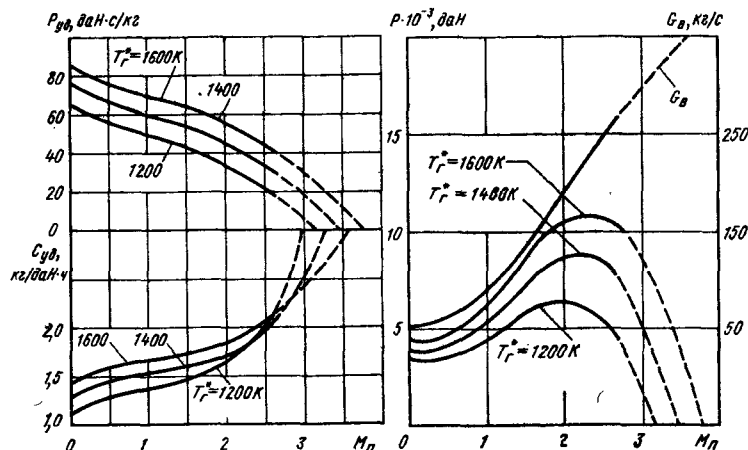


Рис. 8.48. Изменение $P_{уд}$, $C_{уд}$, G_v и P ТРД в зависимости от M_Π при $H = \text{const}$, $\pi_{k0}^* = \text{const}$ и разных значениях температуры газа перед турбиной

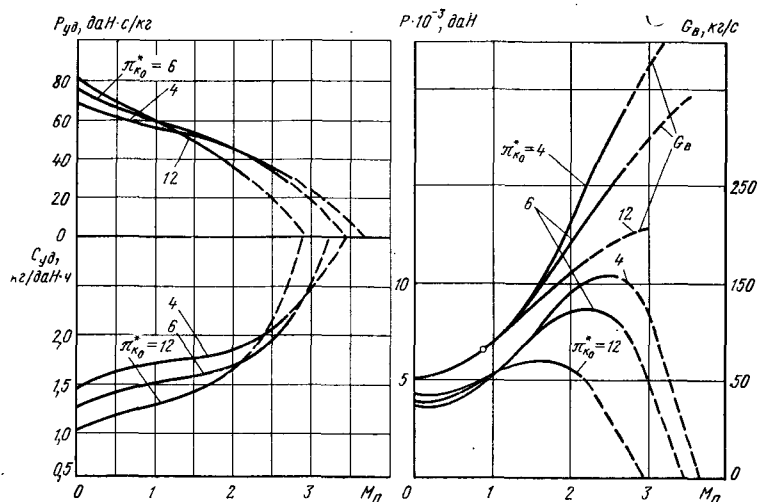


Рис. 8.49. Изменение $P_{уд}$, $C_{уд}$, $G_в$ и P ТРД в зависимости от M_n при $H = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ и различных значениях $\pi_{к0}^*$

шается относительный расход топлива q_t . С другой стороны, с ростом M_n растет степень повышения давления во входном устройстве λ_u^* , что приводит к увеличению располагаемой степени понижения давления на реактивном сопле $\lambda_{с.р}$ и скорости истечения газов c_c из него. Но рост c_c отстает от роста скорости полета V_n из-за уменьшения Q_1 , вследствие чего $P_{уд} = \beta_r c_c - V_n$ уменьшается с ростом M_n , как это видно из рис. 8.48. При больших M_n (в случае $T_r^* = 1400$ К при $M_n \approx 3,5$) подведенного тепла хватает только на преодоление внутренних потерь в двигателе и $P_{уд}$ стремится к нулю. Нерабочая область характеристик с низкими значениями $P_{уд}$ дается на рис. 8.48 пунктирными линиями.

Из-за интенсивного уменьшения $P_{уд}$ с ростом M_n увеличивается удельный расход топлива $C_{уд} = 3600 q_t / P_{уд}$ (7.79). Темп роста $C_{уд}$ меньше, чем снижение $P_{уд}$ из-за уменьшения q_t . Однако при высоких значениях M_n , где $P_{уд}$ стремится к нулю, $C_{уд}$ стремится к бесконечности, так как в этом случае $q_t \neq 0$.

Расход воздуха $G_в$ при увеличении M_n возрастает в связи с повышением давления на входе в двигатель p_v^* , несмотря на увеличение T_v^* и уменьшение $q(\lambda_v)$, связанное со снижением $n_{пр}$.

В результате уменьшение $P_{уд}$ при увеличении M_n и рост $G_в$ приводят к изменению тяги $P = G_в P_{уд}$, показанному на рис. 8.48. На этом же рисунке можно проследить, как влияет уровень T_r^* на скоростные характеристики ТРД. Увеличение T_r^* приводит при прочих условиях к росту c_c , а следовательно, и $P_{уд}$. При одинаковых $G_в$ у ТРД с различными значениями T_r^* , с ростом T_r^* тяга увеличивается за счет $P_{уд}$ (см. рис. 8.48). Из-за роста c_c

Рис. 8.50. Изменение $P_{уд}$, $C_{уд}$, $G_в$ и P ТРД в зависимости от высоты полета при $M_n = \text{const}$

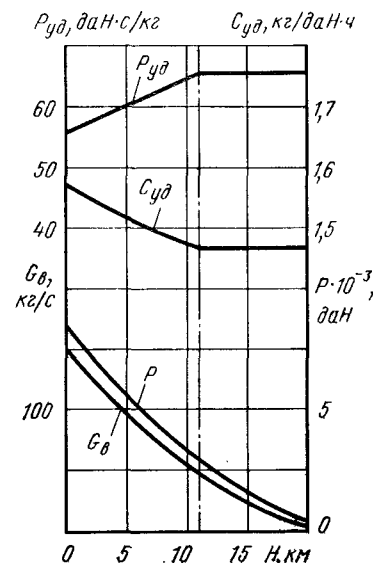
при увеличении T_r^* понижается полетный КПД η_n , что приводит к росту $C_{уд}$ почти во всем диапазоне изменения M_n . В зоне высоких значений M_n кривые $C_{уд}$ с различными значениями T_r^* пересекаются, так как точка с $P_{уд} \rightarrow 0$ и $C_{уд} \rightarrow \infty$ с ростом T_r^* переходит на более высокие M_n .

Влияние $\pi_{к0}^*$ на скоростные характеристики ТРД показано на рис. 8.49. При низких M_n параметры ТРД с высоконапорным компрессором ближе к оптимальным, чем у ТРД с меньшими $\pi_{к0}^*$, что приводит к большим значениям $P_{уд}$. Рост $\pi_{к0}^*$ приводит к увеличению эффективного КПД η_e и, как следствие, к уменьшению $C_{уд}$. Но при высоких $\pi_{к0}^*$ из-за большего подогрева воздуха в компрессоре значение M_n , при котором $P_{уд} \rightarrow 0$, а $C_{уд} \rightarrow \infty$, уменьшается. Поэтому, чем выше $\pi_{к0}^*$, тем больше темп снижения $P_{уд}$ и роста $C_{уд}$ при увеличении M_n . Как было показано в разд. 8.2, в двигателях с высокими $\pi_{к0}^*$ снижение $n_{пр}$ сопровождается более сильным уменьшением $q(\lambda_v)$, чем в двигателях с низкими $\pi_{к0}^*$. Этим и объясняется различие в темпах роста $G_в$ с увеличением M_n у двигателей с разными $\pi_{к0}^*$ (см. рис. 8.49).

Изменение тяги по M_n у ТРД с разными значениями $\pi_{к0}^*$ полностью объясняется характером зависимостей $P_{уд} = f(M_n)$ и $G_в = f(M_n)$. У двигателя с высокой $\pi_{к0}^*$ тяга в области малых скоростей полета больше, чем у двигателей с низкой $\pi_{к0}^*$, из-за более высокого значения $P_{уд}$. При больших скоростях полета тяга у двигателя с высоким $\pi_{к0}^*$ будет меньше, чем у двигателя с низким $\pi_{к0}^*$, из-за меньших величин $G_в$ и $P_{уд}$.

Высотные характеристики ТРД

Изменение параметров воздуха по высоте в соответствии со стандартной атмосферой (ГОСТ 4401—81) было показано на рис. 8.2. С ростом высоты полета H до 11 км температура T_n снижается, что при $M_n = \text{const}$ приводит к уменьшению T_v^* . У ТРД с законом регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ увеличение H приводит к увеличению $n_{пр} = n \sqrt{T_0/T_v^*}$ и росту $\pi_{к0}^*$. Одновременно из-за снижения T_v^* при $T_r^* = \text{const}$ будет увеличиваться q_t . Поэтому с ростом H до 11 км удельная тяга растет, а удельный расход топлива уменьшается несмотря на увеличение q_t , как показано на рис. 8.50. При увеличении высоты от 11 до 20 км



температура T_n остается неизменной, откуда следует, что в этой области $P_{уд}$ и $C_{уд}$ не меняются.

С ростом H давление p_n снижается, а это приводит к уменьшению G_b через двигатель. В связи с тем, что влияние G_b на тягу существенно сильнее, чем влияние $P_{уд}$, тяга ТРД с ростом H уменьшается, как это видно из рис. 8.50.

Следует отметить, что высотные характеристики ТРДФ качественно такие же, как и ТРД. Отличаются они только абсолютными значениями величин $P_{уд}$, $C_{уд}$ и P .

Скоростные характеристики одновальных ТРД с различными законами регулирования

Рассмотрим влияние законов регулирования на скоростные характеристики одновального ТРД на примере двигателя с высоконапорным компрессором.

При регулировании ТРД с высоконапорным компрессором по закону регулирования $n = \text{const}$ максимальная температура газа перед турбиной $T_{г\max}^*$ будет на минимальных $\bar{n}_{пр}$, т. е. при наибольшей величине M_n (см. разд. 8.2). Следовательно, на малых и средних скоростях полета $P_{уд}$ и $C_{уд}$ у двигателя с законом регулирования $n = \text{const}$ будут меньше, чем у двигателя с законом регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$, как это показано на рис. 8.51, из-за более низких значений T_r^* . Расходы воздуха при этих законах регулирования меняются по M_n практически

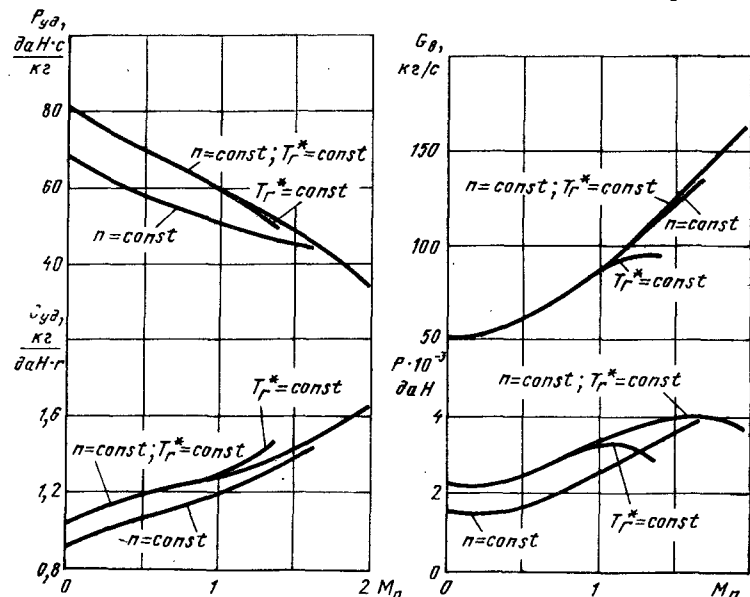


Рис. 8.51. Зависимости $P_{уд}$, $C_{уд}$, G_b и P ТРД с $\pi_{к0}^* = 12$, $T_{г\max}^* = 1400$ К при $H = \text{const}$ от M_n для разных законов регулирования

одинаково, так как на напорной кривой характеристики компрессора $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ у ТРД с высоким $\pi_{к0}^*$ величина $q(\lambda_b)$ меняется незначительно. Таким образом, отличие в тяге двигателей при регулировании по $n = \text{const}$ и $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ будет только за счет разных значений $P_{уд}$.

При регулировании двигателя по закону регулирования $T_r^* = \text{const}$ с ростом скорости полета частота вращения n , как показано в разд. 8.2.1, будет уменьшаться. Это приводит к некоторому уменьшению $P_{уд}$ и увеличению $C_{уд}$ по сравнению с законом регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ при высоких M_n из-за уменьшения π_k^* и η_k (см. рис. 8.51). В основном уменьшение n с ростом M_n влияет на G_b , который на повышенных M_n при законе регулирования $T_r^* = \text{const}$ будет существенно ниже, чем при других законах, из-за более низких значений $q(\lambda_b)$. В данном случае отличие в тяге, как это видно на рис. 8.51, у ТРД с законами регулирования $T_r^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$ в основном объясняется разным протеканием G_b по M_n . Разные и относительно низкие предельные значения M_n , при которых на рис. 8.51 обрываются кривые, у двигателей с высоконапорными компрессорами при различных законах регулирования объясняются минимально допустимым значением ΔK_y . Увеличить диапазон возможного изменения M_n можно, регулируя двигатель по трем параметрам, используя комбинированные законы регулирования или применяя компрессор с регулируемым направляющими аппаратами.

Скоростные характеристики двухвальных ТРД с разными законами регулирования

На рис. 8.52 показаны скоростные характеристики двухвальных ТРД с разными законами регулирования. При регулировании двигателя по закону $n_{нд} = \text{const}$ с ростом M_n температура T_r^* увеличивается (см. разд. 8.3), т. е. максимальное значение T_r^* получается при минимальных $\bar{n}_{пр}$. Удельная тяга и удельный расход топлива у двигателя с $n_{нд} = \text{const}$ ниже, чем у двигателя с $T_r^* = \text{const}$, из-за более низких значений T_r^* . У ТРД с законом регулирования $n_{вд} = \text{const}$ при увеличении M_n уменьшается T_r^* и, следовательно, $P_{уд}$ на повышенных M_n будет меньше, чем у двигателя с законом регулирования $T_r^* = \text{const}$. Удельные расходы топлива у ТРД с законами регулирования $n_{вд} = \text{const}$ и $T_r^* = \text{const}$ будут практически одинаковыми, так как при высоких M_n влияние на $C_{уд}$ пониженной T_r^* у двигателя с $n_{вд} = \text{const}$ компенсируется более высокими π_k^* у двигателя с $T_r^* = \text{const}$, а в области низких и средних значений M_n параметры у этих двигателей мало отличаются друг от друга.

Более высокие значения G_b на больших M_n получаются у двигателя с $n_{нд} = \text{const}$ из-за более высоких значений $n_{нд}$ и, как следствие, более высоких $q(\lambda_b)$ по сравнению с другими законами

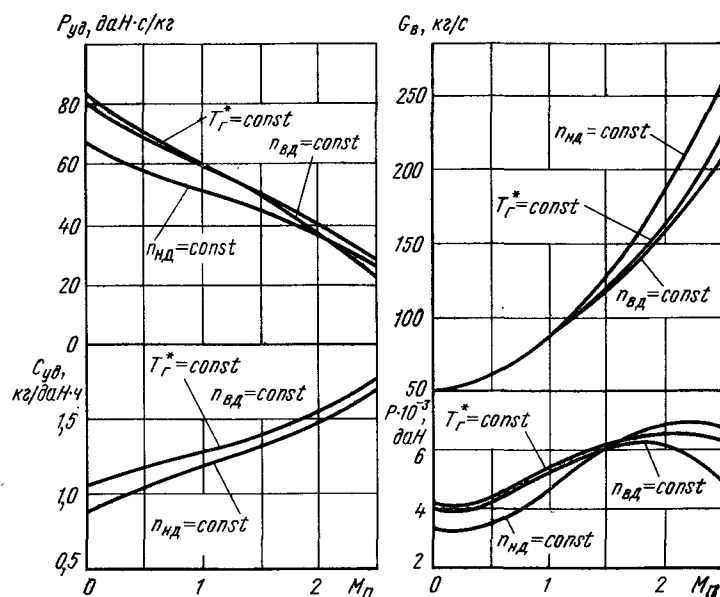


Рис. 8.52. Зависимости $P_{уд}$, $C_{уд}$, G_v и P двухвального ТРД с $\pi_{к0}^* = 12$, $T_{г\max}^* = 1400$ К при $H = \text{const}$ от M_n для разных законов регулирования

регулирования, а более низкие значения G_v — у двигателя с законом регулирования $n_{вд} = \text{const}$ из-за низких значений $n_{нд}$ и, соответственно, пониженных значений $q(\lambda_b)$.

У двигателя с законом регулирования $n_{нд} = \text{const}$ в области низких M_n тяга, как видно из рис. 8.52, будет ниже, чем у двигателя с законом регулирования $T_r^* = \text{const}$, из-за более низких значений $P_{уд}$, а в области высоких значений M_n — выше из-за более высокого значения G_v . Если двигатель регулируется по закону $n_{вд} = \text{const}$, то в области больших M_n тяга ниже, чем у двигателя с законом регулирования $T_r^* = \text{const}$, за счет более низких значений $P_{уд}$ и G_v .

Высотно-скоростные характеристики ТРД

Техническими требованиями к самолету обычно задаются максимальная скорость полета ($M_{п\max}$), максимальная высота полета H_{\max} (статический потолок), максимально допустимый скоростной напор q_{\max} и минимальные скорости полета на разных высотах (минимально допустимые эволютивные скорости). Значения этих величин зависят от конкретного назначения самолета и его характеристик.

Величина максимально допустимого скоростного напора

$$q_{\max} = \frac{\rho_n V_{п. \text{доп}}^2}{2} = \frac{k}{2} \rho_n M_{п. \text{доп}}^2, \quad (8.55)$$

где $V_{п. \text{доп}}$ ($M_{п. \text{доп}}$) — допустимые из условия q_{\max} значения $V_{п}$ ($M_{п}$) на данной высоте, зависят от прочностных характеристик самолета. Как видно из уравнения (8.55), с ростом H из-за уменьшения ρ_n растет $M_{п. \text{доп}}$. Минимальная скорость полета ограничена допустимым углом атаки самолета, который должен быть меньше критического. Для прямолинейного установившегося движения на заданной высоте полета из уравнения

$$M_{ЛА} = c_y S \rho_n V_{п}^2 / (2g), \quad (8.56)$$

где c_y — коэффициент подъемной силы; S — характерная площадь летательного аппарата в плане; $M_{ЛА}$ — масса летательного аппарата, можно определить минимальную скорость полета и соответствующее ей $M_{п. \text{min}}$:

$$M_{п. \text{min}} = \sqrt{\frac{2M_{ЛА} g}{k \rho_n S c_{y \text{ без}}}}, \quad (8.57)$$

где $c_{y \text{ без}} = (0,8 \dots 0,9)$ $c_{y \text{ max}}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий допустимому по условиям безопасности полета углу атаки. С ростом H из-за уменьшения ρ_n величина $M_{п. \text{min}}$ будет увеличиваться.

На рис. 8.53 показан типичный вид области $M_{п}$ и H полета,

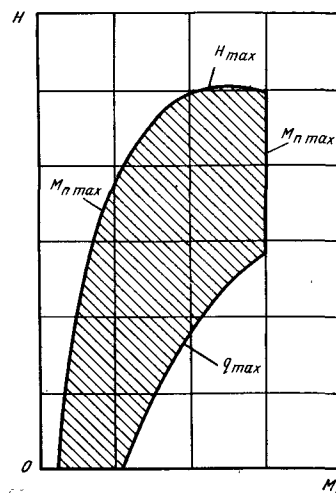


Рис. 8.53. Типичная область возможного сочетания $M_{п}$ и H сверхзвукового самолета

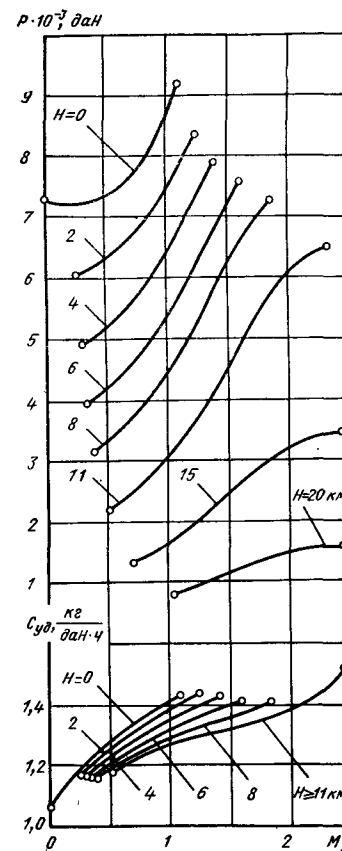


Рис. 8.54. Высотно-скоростная характеристика ТРД

в которой при условии выполнения поставленных ограничений может использоваться самолет. Границы этой области определяются назначением самолета и его характеристиками. В заданной для конкретного самолета области скоростей и высот полета должна быть обеспечена надежная работа двигателя. На рис. 8.54 показаны типичные высотно-скоростные характеристики ТРД в области возможного использования самолета, для которого предназначен данный двигатель. По $M_{\text{п}}$ характеристики ограничены $M_{\text{п min}}$, $M_{\text{п доп}}$ и $M_{\text{п max}}$, заданными в тактико-технических требованиях к самолету. Следует обратить внимание, что высотно-скоростные характеристики ТРДФ имеют качественно такой же вид, как и характеристики ТРД, и отличаются от них в основном абсолютными значениями тяги и удельного расхода топлива.

Скоростные характеристики ТРДФ

Рассмотрим ТРДФ с законом регулирования $n = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$, $T_{\text{ф}}^* = \text{const}$. В разд. 8.4 было показано, что режим работы турбокомпрессора у ТРДФ с работающей форсажной камерой при одинаковых условиях полета остается таким же, как при работе двигателя на максимальном режиме.

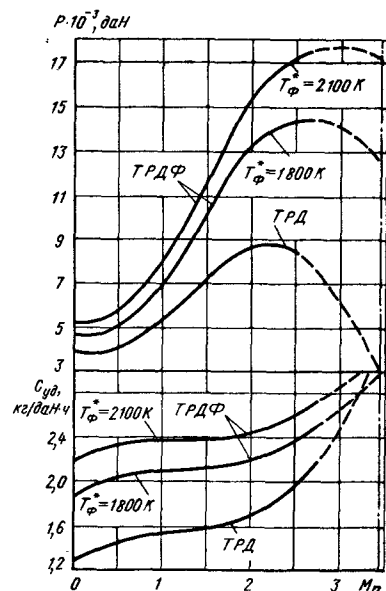


Рис. 8.55. Скоростные характеристики ТРД и ТРДФ при $H = \text{const}$, $\pi_{\text{к}0}^* = \text{const}$, $T_{\text{г max}}^* = \text{const}$ и разных значениях температуры газа в форсажной камере

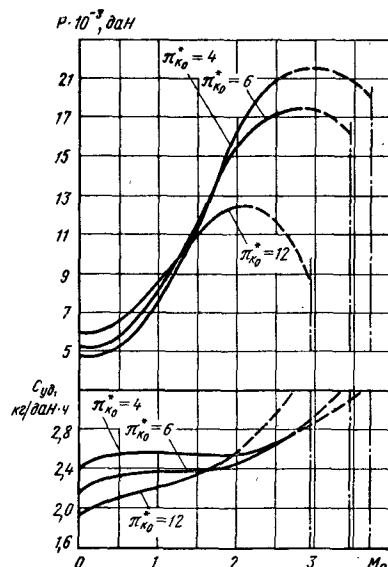


Рис. 8.56. Скоростные характеристики ТРДФ при $H = \text{const}$, $T_{\text{г max}}^* = \text{const}$, $T_{\text{ф max}}^* = \text{const}$ и разных значениях $\pi_{\text{к}0}^*$

Поэтому $G_{\text{в}}$, $\pi_{\text{к}}^*$, $T_{\text{г}}^*$ у турбореактивного двигателя на максимальном и форсированном режимах меняются в зависимости от $M_{\text{п}}$ и H одинаково.

На рис. 8.55 показаны скоростные характеристики ТРДФ на максимальном (с выключенной форсажной камерой) и форсированных режимах работы с двумя разными температурами $T_{\text{ф}}^*$. При включении форсажной камеры за счет увеличения температуры $T_{\text{ф}}^*$ увеличивается скорость истечения газа из реактивного сопла и в результате этого растет тяга ТРДФ. Чем выше $T_{\text{ф}}^*$, тем больше тяга. С ростом $T_{\text{ф}}^*$ при $M_{\text{п}} = \text{const}$ уменьшаются эффективный и полетный КПД и, следовательно, $C_{\text{уд}}$ увеличивается (см. разд. 7.4). Скоростные характеристики ТРДФ с различными значениями $\pi_{\text{к}0}^*$ показаны на рис. 8.56. Из сравнения характеристик двигателей на максимальном (ТРД — рис. 8.49) и форсированном (ТРДФ — рис. 8.56) режимах видно, что $\pi_{\text{к}0}^*$ у ТРД и ТРДФ качественно одинаково влияет на изменение P и $C_{\text{уд}}$ в зависимости от $M_{\text{п}}$.

На рис. 8.57 показаны характеристики ТРДФ при различных значениях $T_{\text{г}}^*$ и одинаковых $\pi_{\text{к}0}^*$ и $T_{\text{ф}}^*$. Увеличение $T_{\text{г}}^*$ приводит к уменьшению $\pi_{\text{г}}^*$ и росту давления в форсажной камере сгорания, а это в свою очередь приводит к увеличению $\pi_{\text{с р}}$, приведенной скорости $\lambda_{\text{с}}$ и скорости истечения из реактивного сопла $c_{\text{с}}$. Таким образом, с ростом $T_{\text{г}}^*$ тяга увеличивается за счет $c_{\text{с}}$.

С ростом $T_{\text{г}}^*$ доля тепла, подводимого к рабочему телу, в основной камере сгорания растет, а в форсажной — уменьшается. Кроме того, из-за уменьшения $\pi_{\text{г}}^*$ теплоподвод в форсажной камере сгорания проходит при большем давлении. Все это приводит к росту эффективного КПД и, следовательно, к уменьшению $C_{\text{уд}}$ (см. рис. 8.57). На рис. 8.55 ... 8.57 вертикальные штрихпунктирные линии проведены через точки, где у ТРД $P = 0$, а пунктирными линиями показана нерабочая область характеристик.

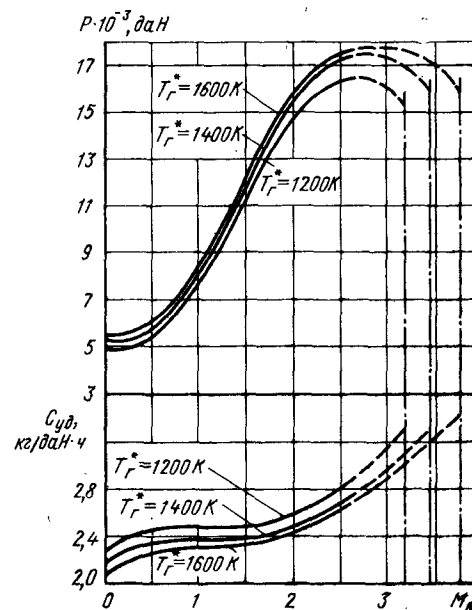


Рис. 8.57. Скоростные характеристики ТРДФ при $H = \text{const}$, $\pi_{\text{к}0}^* = \text{const}$, $T_{\text{ф max}}^* = \text{const}$ и разных значениях температуры газа перед турбиной

8.6. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД И ТРДФ

В зависимости от величины тяги, получаемой от двигателя при заданных условиях полета, принято определять несколько типовых режимов работы ТРД (или ТРДФ при работе с выключенной форсажной камерой). Ниже приведены основные режимы работы.

Максимальный режим, на котором двигатель развивает максимальную тягу P_{\max} . Так как на этом режиме тепловые и динамические нагрузки в двигателе близки к предельно допустимым, время непрерывной работы ограничивается. Этот режим используется при взлете самолета и его разгоне.

Максимальный продолжительный режим обычно определяется величиной тяги $P_{\max \text{ пр}} = (0,85 \dots 0,95) P_{\max}$. Как правило, на этом режиме время непрерывной работы специально не ограничивается. Наиболее широко этот режим используется при наборе высоты.

Крейсерский режим характеризуется пониженной тягой $P_{\text{кр}} = (0,5 \dots 0,8) P_{\max}$. Крейсерский режим определяет дальность (продолжительность) полета самолета. К двигателю, работающему на крейсерском режиме, предъявляется требование повышенной экономичности. Время непрерывной работы двигателя не ограничивается.

Режимы: земной малый газ и полетный малый газ. На этих режимах задается значение тяги, которое обычно находится в пределах $P_{\text{м.г}} = (0,03 \dots 0,07) P_{\max}$. При этом двигатель должен обеспечить требуемую приемистость. В ряде случаев время непрерывной работы двигателя на этих режимах ограничивается из-за высокого значения $T_{\text{г}}^*$.

Режимы работы ТРДФ с включенной форсажной камерой будут даны на стр. 276. Режим работы чаще всего задается значением одного из параметров регулирования (например, относительной частотой вращения n). Переход на режим с пониженной тягой (дресселирование двигателя) в зависимости от программы регулирования будет проходить с различным изменением его параметров. Поэтому прежде всего рассмотрим переход на крейсерский режим работы однофазного ТРД с разными программами регулирования.

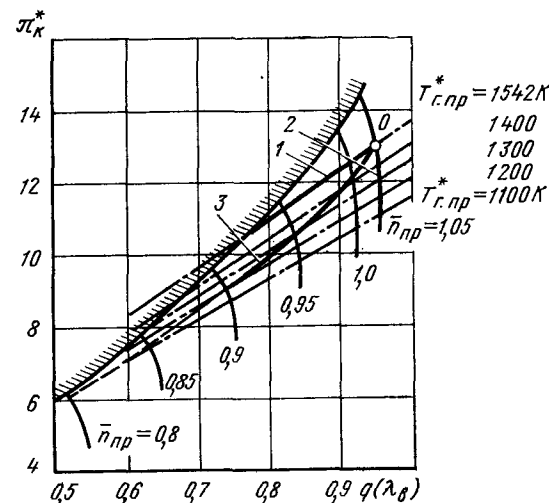
Дресселирование однофазного ТРД при разных программах регулирования

Для примера рассмотрим дресселирование ТРД с максимальной температурой $T_{\text{г}}^* = 1400 \text{ К}$, потребной тягой на крейсерском режиме $P_{\text{кр}} = 0,7 P_{\max}$ при $M_{\text{п}} = 0,9$; $H = 9,7 \text{ км}$.

Программа регулирования $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ (при $F_{\text{с.кр}} = \text{var}$). При реализации заданной программы тяга снижается за счет уменьшения расхода топлива, а условие $T_{\text{г}}^* = \text{const}$

Рис. 8.58. Характеристика компрессора ТРД с линиями рабочих режимов при разных программах регулирования в полетных условиях ($M_{\text{п}} = \text{const}$, $H = \text{const}$):

1 — $T_{\text{г}}^* = \text{const}$; 2 — $n = \text{const}$; 3 — $F_{\text{с.кр}} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_{\text{г}}^* = \text{var}$)



поддерживается путем регулирования проходной площади критического сечения реактивного сопла $F_{\text{с.кр}}$. При снижении частоты вращения n пропорционально будет уменьшаться приведенная частота вращения $n_{\text{пр}}$ ($\bar{n}_{\text{пр}} = \bar{n} \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*}$), так как при $M_{\text{п}} = \text{const}$; $H = \text{const}$ температура $T_{\text{в}}^*$ не меняется, а приведенная температура $T_{\text{г.пр}}^* = T_{\text{г}}^* T_0/T_{\text{в}}^*$ будет оставаться постоянной. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора, показанная на рис. 8.58 (1), совпадает с линией $T_{\text{г.пр}}^* = \text{const}$. Точкой О на рис. 8.58 обозначена рабочая точка, соответствующая максимальному режиму при принятых условиях полета. Из этого рисунка видно, что при данной программе регулирования с уменьшением n (и $\bar{n}_{\text{пр}}$) снижаются значения π_k^* и $q(\lambda_b)$, а так как при поставленных условиях $p_{\text{в}}^*$ и $T_{\text{в}}^*$ не меняются, то пропорционально $q(\lambda_b)$ уменьшается $G_{\text{в}}$. Запас устойчивости компрессора ΔK_y резко снижается. На рис. 8.59 показана зависимость относительной тяги \bar{P} от \bar{n} (кривая 1). При снижении частоты вращения тяга уменьшается медленно, так как ее уменьшение идет только за счет понижения $G_{\text{в}}$. Скорость истечения из реактивного сопла c_e при дресселировании ТРД с $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ практически не меняется. Это объясняется тем, что при снижении \bar{n} уменьшение работы компрессора L_k приводит к пропорциональному уменьшению работы турбины L_t , а при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ это можно получить только за счет уменьшения π_k^* , т. е. снижение π_k^* компенсируется уменьшением π_k^* . Для такого воздействия на π_k^* в соответствии с уравнением (8.10) площадь $F_{\text{с.кр}}$ должна уменьшаться.

Изменение $\bar{C}_{\text{уд}}$ в зависимости от \bar{P} показано на рис. 8.60. Уменьшение тяги сопровождается ростом $\bar{C}_{\text{уд}}$ (кривая 1 на рис. 8.60), так как снижение π_k^* при дресселировании двигателя влечет на собой уменьшение эффективного КПД — η_e при при-

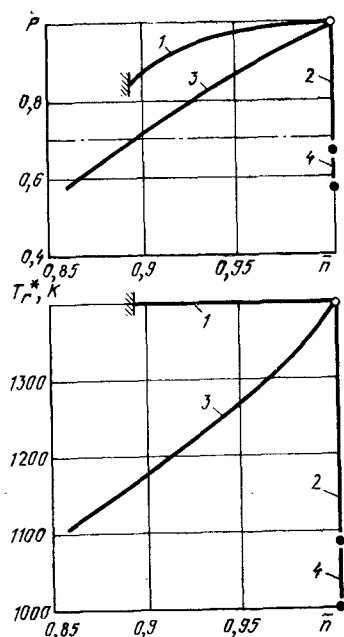


Рис. 8.59. Изменение относительной тяги и температуры газа перед турбиной ТРД в зависимости от относительной частоты вращения при разных программах регулирования в полетных условиях ($M_{п} = \text{const}$, $H = \text{const}$):
1 — $T_{г.пр}^* = \text{const}$; 2 — $n = \text{const}$; 3 — $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_{г.пр}^* = \text{var}$); 4 — $n = \text{const}$ и $\pi_k^* = \text{const}$

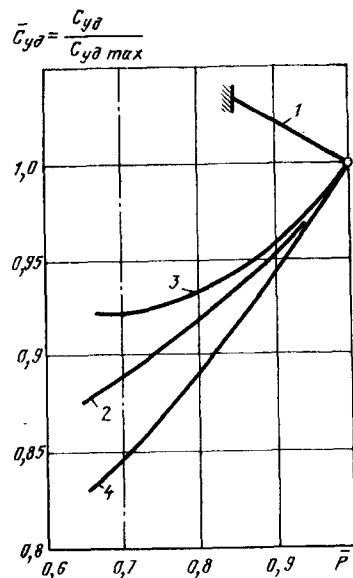


Рис. 8.60. Изменение относительной величины удельного расхода топлива в зависимости от относительной тяги ТРД при разных программах регулирования в условиях полета ($M_{п} = \text{const}$, $H = \text{const}$):
1 — $T_{г.пр}^* = \text{const}$; 2 — $n = \text{const}$; 3 — $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_{г.пр}^* = \text{var}$); 4 — $n = \text{const}$ и $\pi_k^* = \text{const}$

мерно постоянном полетном КПД — $\eta_{п}$ (при $V_{п} = \text{const}$, $c_c \approx \text{const}$).

Дросселирование ТРД с программой регулирования $T_{г.пр}^* = \text{const}$ получается неэффективным из-за увеличения $C_{уд}$ и резкого уменьшения ΔK_y . Поэтому данная программа практического применения не находит.

Программа регулирования $n = \text{const}$ (при $F_{с.кр} = \text{var}$). При данной программе регулирования снижение тяги уменьшением расхода топлива приводит к понижению температуры $T_{г.пр}^*$, а постоянство частоты вращения обеспечивается изменением площади $F_{с.кр}$. Приведенная частота вращения $n_{пр} = n\sqrt{T_0/T_b^*}$ остается неизменной, так как при поставленных условиях $n = \text{const}$ и $T_b^* = \text{const}$, а приведенная температура газа перед турбиной $T_{г.пр}^*$ будет уменьшаться пропорционально $T_{г.пр}^*$. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора совпадает с напорной ветвью $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ (кривая 2 на рис. 8.58).

Дросселирование двигателя сопровождается уменьшением π_k^* и увеличением ΔK_y в связи с удалением рабочей точки от границы устойчивости компрессора из-за уменьшения $T_{г.пр}^*$. С уменьшением $T_{г.пр}^*$ будет снижаться π_k^* , а расход воздуха либо слабо возрастает за счет небольшого увеличения q (λ_b), либо останется неизменным в зависимости от типа напорной ветви компрессора. Уменьшение тяги при дросселировании двигателя идет за счет снижения скорости c_c , связанного с резким уменьшением $T_{г.пр}^*$. С уменьшением π_k^* работа компрессора будет уменьшаться, но менее интенсивно, чем $T_{г.пр}^*$. Поэтому для поддержания необходимой работы турбины требуется увеличение π_t^* , достигаемое за счет увеличения площади $F_{с.кр}$ в соответствии с уравнением (8.10). Как видно из рис. 8.60 (2), при данной программе регулирования значение $\bar{C}_{уд}$ при уменьшении тяги интенсивно снижается. Это связано с тем, что несмотря на некоторое ухудшение η_e из-за уменьшения π_k^* , общий КПД двигателя — η_0 возрастает вследствие роста полетного КПД — $\eta_{п}$, обусловленного резким снижением скорости истечения из реактивного сопла c_c .

Положительными свойствами дросселирования ТРД с программой регулирования $n = \text{const}$ являются снижение $\bar{C}_{уд}$ и повышение запаса устойчивости ΔK_y . К недостаткам можно отнести то, что уменьшение тяги ограничивается предельным значением степени понижения давления на турбине.

Программа регулирования $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$; $T_{г.пр}^* = \text{var}$). При дросселировании ТРД с неизменными проходными сечениями ($F_{с.кр} = \text{const}$) снижение тяги уменьшением расхода топлива будет приводить к понижению n ($n_{пр}$) и $T_{г.пр}^*$. Так как при снижении частоты вращения работа компрессора будет уменьшаться ($L_k \sim n^3$), то пропорционально должна уменьшаться работа турбины L_t . При дросселировании двигателя на относительно высокой скорости полета ($M_{п} > 0,5$) располагаемая степень понижения давления на реактивном сопле остается больше критической ($\pi_{с.р} > \pi_{с.кр}$) и, следовательно, у двигателя с неизменными проходными сечениями степень понижения давления на турбине будет оставаться неизменной ($\pi_t^* = \text{const}$). Уменьшение работы турбины при снижении n будет идти только вследствие уменьшения $T_{г.пр}^*$. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора (кривая 3 на рис. 8.58) определяется с помощью уравнения (8.12), которое получено для условия $\pi_t^* = \text{const}$. Таким образом, эта линия рабочих режимов совпадает с линией рабочих режимов, полученной для закона регулирования $n = \text{const}$ (при $F_{с.кр} = \text{const}$) при изменении условий полета (см. рис. 8.3).

При дросселировании ТРД с данной программой регулирования уменьшение тяги будет связано со снижением основных параметров рабочего процесса: π_k^* , $T_{г.пр}^*$ и G_b (кривые 3 на рис. 8.58 и 8.59). При этом снижение π_k^* и $T_{г.пр}^*$ будет приводить

к уменьшению c_0 . Уменьшение тяги с данной программой регулирования сопровождается снижением $C_{уд}$ (кривая 3 на рис. 8.60) вследствие увеличения η_n за счет снижения c_0 .

Настоящий метод дросселирования ТРД получил широкое распространение как наиболее простой и достаточно эффективный. Недостатком его является существенное снижение запаса устойчивости у двигателя с высокими значениями $\pi_{к0}$ на пониженных $n_{пр}$.

Программа регулирования $n = \text{const}$; $\pi_k^* = \text{const}$ (при $F_{с.кр} = \text{var}$ и $F_{с.а} = \text{var}$). Это сложная программа регулирования, так как реализация ее требует использования трех регулирующих факторов G_T , $F_{с.а}$ и $F_{с.кр}$. В данном случае снижение тяги уменьшением расхода топлива приводит к уменьшению температуры T_r^* . Так как при $T_r^* = \text{const}$ и $n = \text{const}$ относительная приведенная частота вращения остается постоянной, то при $\pi_k^* = \text{const}$ линия рабочих режимов обращается в единственную точку на характеристике компрессора (точка О на рис. 8.58). Уменьшение тяги идет за счет снижения T_r^* с последующим уменьшением c_0 при неизменном расходе воздуха через двигатель ($G_B = \text{const}$). Неизменное значение π_k^* при дросселировании двигателя поддерживается регулированием проходного сечения первого соплового аппарата турбины ($F_{с.а} = \text{var}$), а условие равенства мощностей компрессора и турбины при снижении T_r^* поддерживается регулированием площади критического сечения реактивного сопла ($F_{с.кр} = \text{var}$).

Снижение тяги будет проходить при практически неизменном значении η_e , так как $\pi_k^* = \text{const}$, с увеличением η_n из-за уменьшения c_0 и, следовательно, с уменьшением $C_{уд}$ (кривая 4 на рис. 8.60). Несмотря на сложность реализации, этот метод дросселирования перспективен, так как дает возможность получить на крейсерском режиме наименьшие значения $C_{уд}$.

Резюмируя изложенное выше, можно утверждать, что из условия получения повышенной экономичности двигателя на крейсерском режиме следует стремиться к реализации таких программ, при которых дросселирование двигателя будет идти при сильном снижении скорости истечения из реактивного сопла за счет уменьшения T_r^* и по возможности меньшем снижении G_B и π_k^* .

Дросселирование одновального ТРД с компрессором, регулируемым поворотом направляющих аппаратов

Рассмотрим дросселирование ТРД с поворотными направляющими аппаратами групп первых и последних ступеней компрессора по программе $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_r^* = \text{var}$). Так как изменение положения направляющих аппаратов определяется заданием программ их поворота в виде выбранных зависимостей $\alpha_i = f(n_{пр})$, то у двигателя с неизменными проход-

ными сечениями единственным регулирующим фактором будет G_T . При уменьшении G_T будут снижаться частота вращения n ($n_{пр}$) и температура T_r^* и, как следствие, тяга двигателя, а направляющие аппараты будут занимать положение в соответствии с заданными программами $\alpha_i = f(n_{пр})$. На рис. 8.61 даны характеристики нерегулируемого и регулируемого компрессоров при регулировании последнего в области низких значений $\bar{n}_{пр}$ на повышение запаса устойчивости. На рис. 8.61 приведены определенные с помощью уравнения (8.12) линии рабочих режимов. Из этого рисунка видно, что ΔK_y у двигателя с регулируемым компрессором на низких $\bar{n}_{пр}$ существенно выше, чем у двигателя с нерегулируемым компрессором. Линии же рабочих режимов у этих двигателей расходятся незначительно, только за счет небольшой разницы в величинах η_k на пониженных $\bar{n}_{пр}$.

На рис. 8.62 проведено сравнение протекания относительных тяги — \bar{P} и удельного расхода топлива $\bar{C}_{уд}$ в зависимости от относительной частоты вращения \bar{n} ($\bar{n} \sim \bar{n}_{пр}$) у ТРД с регулируемым и нерегулируемым компрессором. Тяга у двигателя с регулируемым компрессором при уменьшении \bar{n} падает быстрее за счет более интенсивного снижения q (λ_B) и, следовательно, G_B . Небольшая разница в удельных расходах топлива может быть лишь в связи с немного большими значениями η_k на пониженных \bar{n} ($\bar{n}_{пр}$) у двигателя с регулируемым компрессором. Следовательно, применяя двигатель с регулируемым компрессором, нельзя ожидать заметного улучшения его экономичности на крейсерских режимах по сравнению с двигателем, у которого компрессор не регулируется. Основным

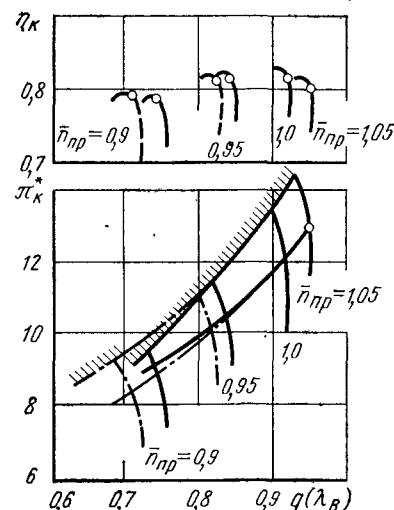


Рис. 8.61. Характеристики нерегулируемого (—) и регулируемого (---) компрессоров с линиями рабочих режимов при дросселировании ТРД в полетных условиях ($M_{пр} = \text{const}$, $H = \text{const}$)

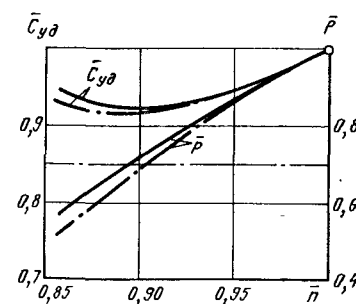


Рис. 8.62. Изменение относительных величин тяги и удельного расхода топлива в зависимости от относительной частоты вращения при дросселировании ТРД с нерегулируемым (—) и регулируемым (---) компрессорами

преимуществом двигателя с регулируемым высоконапорным компрессором ($\pi_{*0} \gg 8$) остается существенное увеличение запасов устойчивости на пониженных частотах вращения.

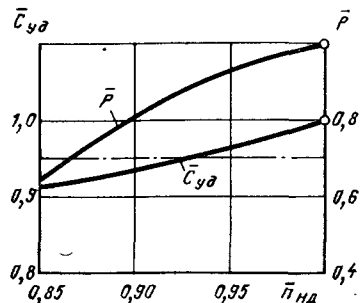
Дросселирование двухвального ТРД

Рассмотрим дросселирование двухвального ТРД (переход на крейсерский режим работы) с программой регулирования $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n_{нд} = \text{var}$, $n_{вд} = \text{var}$ и $T_r^* = \text{var}$), при которой регулирующим фактором будет только G_T . Снижение тяги двухвального ТРД при уменьшении расхода топлива будет проходить с понижением $\bar{n}_{нд}$ ($\bar{n}_{пр.нд}$), $\bar{n}_{вд}$ ($\bar{n}_{пр.вд}$) и T_r^* , а скольжение роторов $n_{вд}/n_{нд}$ при этом будет расти.

При дросселировании двухвального ТРД с неизменными проходными сечениями ($F_{с.кр} = \text{const}$), когда $\pi_{с.р} > \pi_{с.кр}$, линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров высокого и низкого давлений будут совпадать с аналогичными линиями, полученными в случае изменения условий полета при законе регулирования $n_{нд} = \text{const}$. Соответствующие линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров высокого и низкого давлений показаны на рис. 8.30 и рис. 8.34. Изменение относительных тяги и удельного расхода топлива в зависимости от относительной частоты вращения ротора низкого давления при дросселировании двухвального ТРД показаны на рис. 8.63. Вследствие роста скольжения роторов (см. рис. 8.37) при уменьшении $\bar{n}_{нд}$ ($n_{пр.нд}$) у двухвального ТРД η_k оказывается несколько выше, чем у одновального (см. рис. 8.35), что приводит к некоторому улучшению экономичности на крейсерском режиме. Главным же преимуществом двухвального ТРД остается возможность обеспечения необходимых запасов устойчивости в большом диапазоне изменения частот вращения роторов двигателя при его дросселировании.

Дросселирование ТРДФ на форсированных режимах

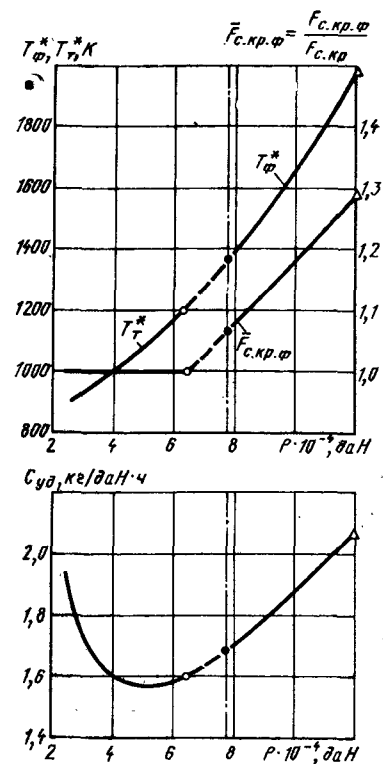
Для ТРДФ, работающего с включенной форсажной камерой, в зависимости от величины создаваемой тяги принята следующая номенклатура режимов работы.



Полный форсированный режим. На этом режиме ТРДФ развивает максимально возможную для форсированных режимов тягу ($P_{п.ф}$) при максимально

Рис. 8.63. Изменение относительных величин тяги и удельного расхода топлива в зависимости от относительной частоты вращения РНД при дросселировании двухвального ТРД

Рис. 8.64. Дроссельная характеристика ТРДФ на режимах с включенной и выключенной форсажной камерой (Δ — полный форсированный режим; \bullet — минимальный форсированный режим; \circ — максимальный режим)



допустимой температуре в форсажной камере ($T_{ф.макс}^*$). Тепловые и динамические нагрузки для этого режима находятся на предельно допустимом уровне и поэтому время непрерывной работы ограничено.

Частичный форсированный режим. Этот режим характеризуется пониженной по сравнению с полным форсированным режимом тягой ($P_{ч.ф} < P_{п.ф}$). Температура газа в форсажной камере меньше максимально допустимой ($T_{ф}^* < T_{ф.макс}^*$). Время непрерывной работы двигателя на этом режиме чаще всего ограничивается.

Минимальный форсированный режим. Тяга на этом режиме ($P_{мин.ф}$) близка к тяге ТРДФ, работающего на максимальном режиме с включенной форсажной камерой ($P_{макс}$). Минимально допустимая температура газа в форсажной камере ($T_{ф.мин}^*$) определяется ее срывными характеристиками. Дросселирование ТРДФ (уменьшение тяги) на форсированных режимах идет за счет уменьшения температуры $T_{ф}^*$ при неизменных значениях частоты вращения и температуры газа перед турбиной. На рис. 8.64 показана дроссельная характеристика ТРДФ на форсированных режимах и на режимах с выключенной форсажной камерой в полетных условиях ($M_{п} = 2, 3$; $H = 11$ км; $\pi_{*0} = 6$; $T_r^* = 1400$ К, $T_{ф.макс}^* = 2000$ К). Уменьшение температуры $T_{ф}^*$ идет с уменьшением площади критического сечения реактивного сопла $F_{с.кр.ф}$ в соответствии с условием (8.53) таким образом, чтобы изменение $T_{ф}^*$ не повлияло на работу компрессора и турбины. Как видно из графиков, приведенных на рис. 8.64, уменьшение тяги на форсированных режимах из-за снижения температуры $T_{ф}^*$ приводит к улучшению экономичности двигателя за счет повышения эффективного и полетного КПД (см. разд. 7.4). Полная дроссельная характеристика ТРДФ, охватывающая все режимы работы двигателя, получается разрывной, так как в области низких значений $T_{ф}^*$, близких к температуре газа за турбиной T_r^* , форсажная камера попадает в область срывных режимов.

На рис. 8.64 участок, где невозможна работа форсажной камеры, показан пунктирной линией. Этим объясняется наличие минимального форсированного режима.

Дроссельная характеристика одновального ТРД в статических условиях ($M_{\text{п}} = 0$; $H = 0$) и при малых скоростях полета

Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины при дросселировании ТРД по программе $F_{\text{с.кр}} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_r^* = \text{var}$). При глубоком дросселировании двигателя значение π_k^* сильно снижается, и в статических условиях или при малых скоростях полета, когда величина π_r^* равна или не намного больше единицы, располагаемая степень понижения давления на реактивном сопле становится меньше критической ($\pi_{\text{с.р}} < \pi_{\text{с.кр}}$). В этом случае степень понижения давления на турбине становится переменной величиной, зависящей от $M_{\text{п}}$ и π_k^* . Следовательно, совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины ТРД с неизменными проходными сечениями газоздушного тракта, рассматриваемая в рамках математической модели первого уровня, может быть описана уравнением (8.9):

$$\frac{q(\lambda_{\text{в}})^2 \left(\pi_k^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) 1/\eta_k}{\pi_k^* \left(1 - 1/\pi_r^* \frac{k-1}{k} \right)} = C_3, \quad (8.58)$$

где $C_3 = \text{const}$.

Зависимость между π_r^* и π_k^* при $M_{\text{п}} = \text{const}$, необходимую для определения с помощью уравнения (8.58) линии рабочих режимов на характеристике компрессора, можно получить из совместного решения уравнения (8.10), записанного в виде:

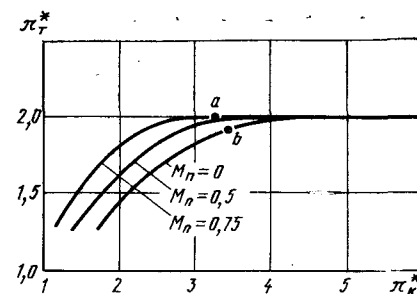
$$\pi_r^* \sqrt{1 - \left(1 - 1/\pi_r^* \frac{k-1}{k} \right) \eta_r^*} = q(\lambda_{\text{с.кр}}) C_8, \quad (8.59)$$

где $C_8 = \text{const}$, с уравнением (8.13)

$$\pi_r^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{п}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{\text{вх}} \pi_k^* \sigma_{\text{к.с}} \sigma_{\text{г}} \pi(\lambda_{\text{с.с}}). \quad (8.60)$$

При докритических перепадах давления на реактивном сопле, т. е. когда $\pi_{\text{с.р}} < \pi_{\text{с.кр}}$, $\lambda_{\text{с.кр}} = \lambda_{\text{с.с}} \varphi_{\text{с}} < 1$, с учетом принятых ранее приближений (8.4), (8.5), $\sigma_{\text{г}} = \text{const}$ и при условии, что $\sigma_{\text{вх}}$ зависит только от $M_{\text{п}}$ (см. гл. 3), для заданного значения $M_{\text{п}}$ получим однозначное решение системы уравнений (8.59) и (8.60). Постоянная уравнения (8.59) C_8 , как и постоянная уравнения (8.58)

Рис. 8.65. Связь между π_r^* и π_k^* на закритических и докритических режимах работы реактивного сопла у ТРД с неизменными проходными сечениями газоздушного тракта ($\pi_{\text{к0}}^* = 6$, $T_{\text{г max}}^* = 1400 \text{ К}$)



C_3 , определяются на расчетном режиме двигателя. На рис. 8.65 приведены результаты конкретного расчета для ТРД с $\pi_{\text{к0}}^* = 6$ и $T_{\text{г max}}^* = 1400 \text{ К}$, полученные при разных значениях $M_{\text{п}}$. Из этого рисунка видно, что чем выше значение $M_{\text{п}}$, и, следовательно, больше величина π_r^* , тем при меньших значениях π_k^* начинаются докритические режимы работы реактивного сопла, при которых степень понижения давления на турбине начинает уменьшаться. При докритических режимах работы реактивного сопла, когда $\pi_r^* = \text{var}$, линию рабочих режимов на характеристике компрессора для каждого заданного значения $M_{\text{п}}$ можно определить с помощью уравнения (8.58) и зависимостей $\pi_r^* = f(\pi_k^*)$, показанных на рис. 8.65, т. е. на любой заданной напорной ветви характеристики компрессора с $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ можно найти рабочую точку, удовлетворяющую уравнению (8.58). Полученные таким образом линии рабочих режимов представлены на рис. 8.66.

Проанализируем рабочие режимы на примере характеристик компрессора при $\pi_{\text{с.р}} < \pi_{\text{с.кр}}$. Остановимся на случае, когда при $\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$ совершается переход от сверхкритического на докритический режим течения в реактивном сопле. Используя условие равенства мощностей турбины и компрессора (7.16), записанного в виде (7.25), с учетом принятых в математической модели первого уровня допущений, можно найти температуру газа перед турбиной

$$T_r^* = \frac{L_{\text{к}}}{1 - 1/\pi_r^* \frac{k-1}{k}} C_9, \quad (8.61)$$

где C_9 — постоянная уравнения, определяемая на расчетном режиме.

При переходе от сверхкритического на докритический режим течения в реактивном сопле при $n = \text{const}$ ($\bar{n}_{\text{пр}} = \text{const}$) $L_{\text{к}}$, зависящая в основном от частоты вращения ($L_{\text{к}} \sim n^3$), меняется незначительно, а величина π_r^* , как это видно из рис. 8.65 (переход из точки *a* в точку *b*), уменьшается. Следовательно, в соответствии с уравнением (8.61) температура T_r^* в этом случае будет расти. Из уравнения (8.7), записанного для случая $T_{\text{в}}^* = \text{const}$:

$$\pi_k^* = q(\lambda_{\text{в}}) \sqrt{T_r^*} \text{const}, \quad (8.62)$$

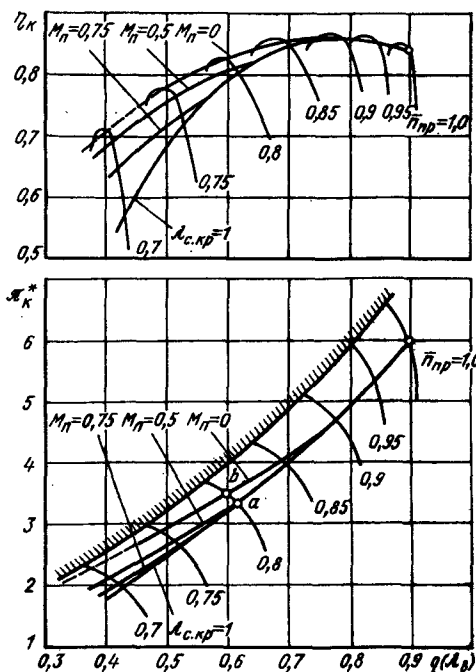


Рис. 8.66. Характеристика компрессора с линиями рабочих режимов при дросселировании ТРД на низких скоростях полета и в статических условиях ($M_{п} = 0$; $H = 0$)

очевидно, что в рабочей точке с более высокой температурой T_r^* (точка b на рис. 8.66) значение π_k^* должно быть больше, чем в рабочей точке с более низкой температурой T_r^* (точка a на рис. 8.66). Иначе говоря, рабочая точка на линии $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ с меньшим значением π_r^* находится ближе к границе газодинамической устойчивости компрессора. Таким образом, при дросселировании ТРД в статических условиях и на малых скоростях полета происходит расслоение линии рабочих режимов, как это показано на рис. 8.66.

Дроссельные характеристики ТРД при $M_{п} = 0$, $H = 0$. Рассмотрим изменение параметров рабочего процесса в зависимости от относительной частоты вращения \bar{n} ($\bar{n} = \bar{n}_{пр}$), т. е. вдоль линии рабочих режимов, соответствующей $M_{п} = 0$ (см. рис. 8.66). На рис. 8.67 даны зависимости π_k^* , $\bar{G}_в$, T_r^* , π_r^* , T_t^* , η_k , L_k и ΔK_y от \bar{n} , причем пунктирными линиями показано изменение этих параметров в области, где значение $\Delta K_y < \Delta K_{y \min}$. Линией с точкой a на рис. 8.67 показано изменение величины T_r^* при условии $\pi_r^* = \text{const}$, что может быть в случае дросселирования ТРД в условиях полета с большей скоростью, когда $\pi_{с.р} \geq \pi_{с.кр}$. Точки a и b рис. 8.67 соответствуют аналогичным точкам на рис. 8.65 и 8.66. При снижении \bar{n} уменьшаются величины $\bar{G}_в$, π_k^* , $L_k \sim n^2$ и резко снижается ΔK_y . Из рис. 8.67 видно, что в области пониженных значений \bar{n} даже при умеренной величине $\pi_{к0}^*$ возникают трудности с обеспечением надежной работы компрессора из-за того, что фактическая величина ΔK_y становится ниже минимально допустимой. Характер изменения T_r^* по \bar{n} определяется протеканием L_k и π_r^* , как это видно из уравнения (8.61). В области высоких значений \bar{n} , где $\pi_r^* = \text{const}$, температура T_r^* резко падает с уменьшением \bar{n} , за счет уменьшения работы компрессора, а в зоне пониженных частот вращения уменьшение \bar{n} приводит к росту T_r^* вследствие интенсификации

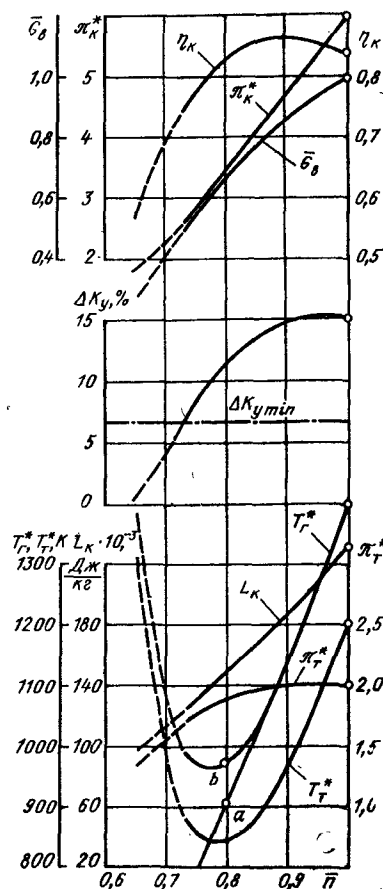


Рис. 8.67. Изменение параметров при дросселировании ТРД в статических условиях ($M_{п} = 0$; $H = 0$)

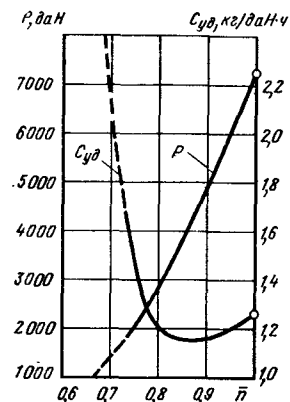


Рис. 8.68. Дроссельная характеристика ТРД в статических условиях ($M_{п} = 0$; $H = 0$)

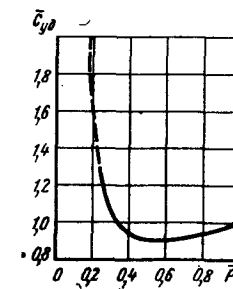


Рис. 8.69. Дроссельная характеристика ТРД в виде зависимости $\bar{C}_{уд}$ от \bar{P} при $M_{п} = 0$; $H = 0$

ного уменьшения π_r^* , несмотря на уменьшение L_k . Температура за турбиной T_t^* меняется качественно также, как T_r^* , в соответствии с уравнением (7.28).

На рис. 8.68 показано изменение P и $C_{уд}$ по \bar{n} при дросселировании ТРД по программе $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$ и $T_r^* = \text{var}$) при $M_{п} = 0$, $H = 0$ для двигателя с $\pi_{к0}^* = 6$ и $T_{г \max}^* = 1400$ К, а на рис. 8.69 для этого же двигателя показано изменение $\bar{C}_{уд} = C_{уд}/C_{уд \max}$ по $\bar{P} = P/P_{\max}$. С уменьшением \bar{n} тяга сначала падает очень интенсивно из-за уменьшения $\bar{G}_в$, π_k^* и T_r^* (см. рис. 8.67). Затем падение тяги несколько замедляется за счет роста T_r^* на пониженных частотах вращения. Величина $\bar{C}_{уд}$ при снижении \bar{n} вначале уменьшается из-за уменьшения T_r^* и

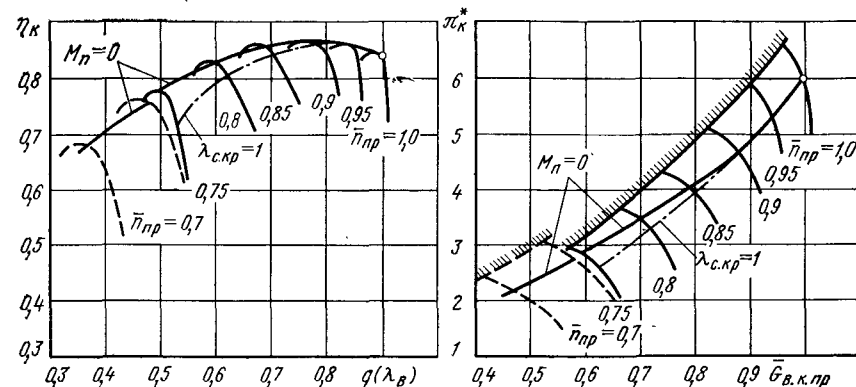
соответственно скорости истечения из реактивного сопла, но затем начинает резко расти вследствие уменьшения π_k^* , η_k и других факторов, приводящих к уменьшению эффективного КПД. Таким образом, при дросселировании ТРД минимальное значение $C_{уд}$, достигаемое при промежуточных частотах вращения, находясь между максимальной частотой вращения и частотой вращения на режиме земного малого газа, определяется наимыгоднейшим соотношением между π_k^* и T_r^* в соответствии с закономерностями, рассмотренными в разд. 7.2. При данном методе дросселирования ТРД обеспечить во всем диапазоне частот вращения $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \min}$ без дополнительного регулирования компрессора или площадей проходных сечений проточной части двигателя, как это видно из рис. 8.67, не удастся. Обеспечить условие $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \min}$ при дросселировании одновального ТРД можно, применяя поворотные направляющие аппараты компрессора, регулируя проходные сечения первого соплового аппарата турбины и критического сечения реактивного сопла, а также используя перепуск воздуха из средних ступеней компрессора. Остановимся подробнее на дросселировании ТРД с перепуском воздуха из средних ступеней компрессора, который приводит к некоторым качественным отличиям в изменении параметров по \bar{n} по сравнению с рассмотренными выше.

Дроссельная характеристика одновального ТРД с перепуском воздуха из средних ступеней компрессора в статических условиях

На рис. 8.70 дана характеристика компрессора с перепуском воздуха из средних ступеней при $\bar{n}_{пр} \leq 0,75$. КПД компрессора при работе с перепуском воздуха учитывает затрату мощности на сжатие перепускаемого воздуха, а

$$\bar{G}_{в.к.пр} = \frac{G_{в.к.пр}}{G_{в.пр0}}$$

при работе с перепуском воздуха пропорционален массовому расходу воздуха на выходе из компрессора (см. разд. 4.2). На характеристике компрессора с помощью уравнений (8.58), (8.59) и (8.60) нанесена линия рабочих режимов при дросселировании ТРД с программой регулирования $F_{с.кр} = \text{const}$ (при $n = \text{var}$) в статических условиях ($M_{п} = 0$, $H = 0$). В рассматриваемых условиях $\bar{G}_в = \bar{G}_{в.к.пр} \sim q(\lambda_в)$. На рис. 8.71 приводятся зависимости $\bar{G}_в$, π_k^* , η_k , L_k , T_r^* , T_t^* , π_t^* , ΔK_y от \bar{n} ($\bar{n} = \bar{n}_{пр}$). Из графиков, приведенных на рис. 8.71, видно, что при включении перепуска воздуха на $\bar{n} = 0,75$ расход воздуха, проходящего через двигатель, снижается, снижаются π_k^* и η_k , но резко возрастает ΔK_y при низких значениях \bar{n} ($\bar{n} \leq 0,75$). Включение перепуска воздуха приводит к некоторому росту T_r^* (см. рис. 8.71) за счет уменьшения π_r^* в соответствии с уравнением (8.61). Дроссельная характеристика



ис. 8.70. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора с перепуском воздуха из средних ступеней при дросселировании ТРД в статических условиях $M_{п} = 0$; $H = 0$ (— без перепуска; --- с перепуском)

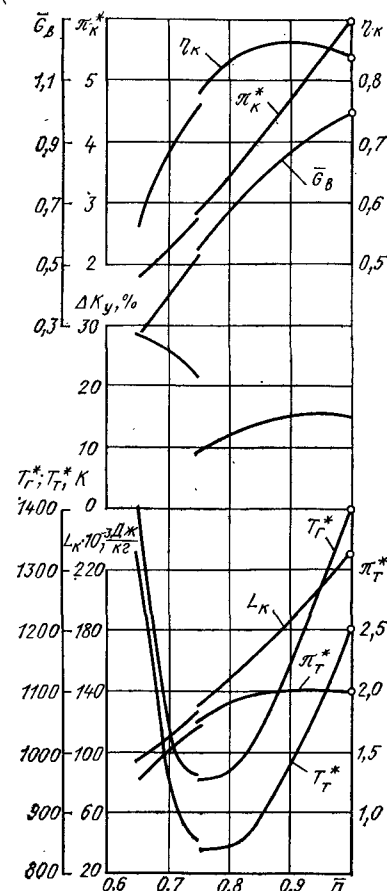
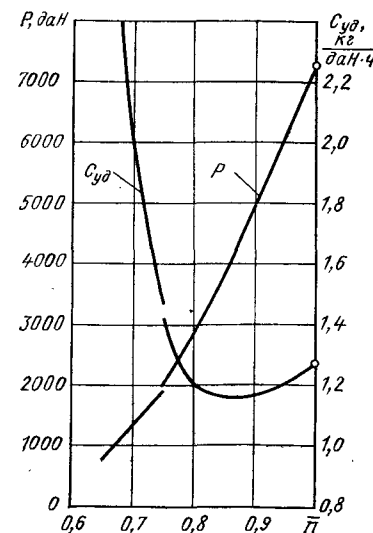


Рис. 8.71. Изменение параметров при дросселировании ТРД в статических условиях ($M_{п} = 0$; $H = 0$) с перепуском воздуха из средних ступеней компрессора

Рис. 8.72. Дроссельная характеристика ТРД с перепуском воздуха из средних ступеней компрессора при $M_{п} = 0$; $H = 0$



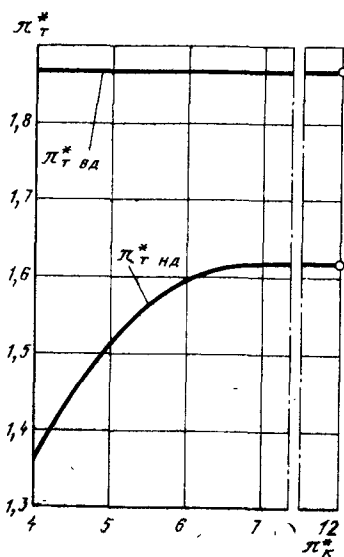


Рис. 8.73. Зависимости $\pi_{т.нд}^*$ и $\pi_{т.вд}^*$ двухвального ТРД от общей степени повышения давления компрессоров при дросселировании двигателя в статических условиях

ТРД с перепуском воздуха показана на рис. 8.72. Она отличается от характеристики, показанной на рис. 8.68, лишь ступенчатым изменением P и $C_{уд}$ в момент включения перепуска. Уменьшение расхода воздуха через двигатель при включенном перепуске приводит к снижению тяги, а уменьшение π_k^* и η_k (см. рис. 8.71) — к росту $C_{уд}$.

Дроссельная характеристика двухвального ТРД в статических условиях ($M_n = 0$, $H = 0$)

Прежде всего рассмотрим совместную работу турбин и компрессоров при дросселировании двухвального ТРД. Зависимость $\pi_{т.нд}^*$ от общей степени повышения давления в двухкаскадном компрессоре $\pi_k^* = \pi_{к.нд}^* \cdot \pi_{к.вд}^*$, показанную на рис. 8.73, можно рассчитать по уравнениям (8.34) и (8.41) при условиях, что $\pi_{т.вд}^* = \text{const}$, а $\lambda_{с.кр} = \lambda_{с.фс} < 1$ на докритических режимах работы реактивного сопла ($\pi_{с.р} < \pi_{с.кр}$). Из графика, приведенного на рис. 8.73, следует, что при снижении π_k^* в области, где $\pi_{с.р} < \pi_{с.кр}$, уменьшается $\pi_{т.нд}^*$. Когда выполняется условие (8.24) $\pi_{т.вд}^* = \text{const}$, линия рабочих режимов на характеристике компрессора высокого давления, полученная по уравнению (8.28), не будет отличаться от показанной на рис. 8.30. Рассчитать линию рабочих режимов на характеристике компрессора РНД с $\pi_{с.р} < \pi_{с.кр}$ можно, используя уравнения (8.33), (8.34), (8.41) и зависимости

$$\pi_{к.вд}^*, q(\lambda_{в.вд}) \text{ и } \eta_{к.вд} \text{ от } \bar{n}_{пр.вд}.$$

Определять рабочую точку на напорной ветви характеристики компрессора РНД $\bar{n}_{пр.нд} = \text{const}$ ($\bar{n}_{нд} = \bar{n}_{пр.нд}$) рекомендуется по методу, который использовался при определении рабочей точки в полетных условиях (см. разд. 8.3) с учетом переменной величины $\pi_{т.нд}^*$. Объединяя рабочие точки для разных $\bar{n}_{пр.нд}$, получим линию рабочих режимов. Характеристики компрессора РНД с линиями рабочих режимов при закритическом ($\lambda_{с.кр} = 1$) и докритическом ($\lambda_{с.кр} = \lambda_c < 1$) режимах работы реактивного сопла показаны на рис. 8.74. Зависимости суммарных параметров от $\bar{n}_{нд}$ ($\bar{n}_{нд} = \bar{n}_{пр.нд}$), определенных при дросселировании

двухвального ТРД с неизменными проходными сечениями проточной части, представлены на рис. 8.75. Здесь $\pi_k^* = \pi_{к.нд}^* \pi_{к.вд}^*$, $\pi_{т.т}^* = \pi_{т.нд}^* \pi_{т.вд}^*$, $L_k = L_{к.нд} + L_{к.вд}$, $\bar{G}_в = \bar{G}_{в.пр} \sim q(\lambda_{в.вд})$, а $T_{г.т}^*$ и $T_{г.т}^*$ определены по уравнениям (8.61) и (7.28). Анализируя характер линий рабочих режимов на характеристике компрессора РНД (см. рис. 8.74), прежде всего рассмотрим причины их расслоения при переходе от закритических на докритические режимы работы реактивного сопла, т. е. переход из точки a в точку b при $\bar{n}_{пр.нд} = \text{const}$, который сопровождается уменьшением $\pi_{т.нд}^*$ при почти неизменной работе компрессора. Из условия равенства мощностей турбины и компрессора РНД, представленного в виде (8.37), уменьшение $\pi_{т.нд}^*$ должно сопровождаться ростом $T_{г.т}^*$. При $\pi_{т.вд}^* = \text{const}$ рост $T_{г.т}^*$ приводит к увеличению $L_{т.вд}$ и раскрутке РВД и, следовательно, к росту скольжения роторов $n_{вд}/n_{нд}$ (рис. 8.75). При увеличении $n_{вд}$ ($\bar{n}_{пр.вд}$) возрастает величина $q(\lambda_{в.вд})$ (см. рис. 8.30), а условие неразрывности приводит к тому, что это возможно только за счет увеличения $q(\lambda_{в.вд})$. Отсюда следует, что при переходе из точки a в точку b с $\bar{n}_{пр.нд} = \text{const}$ уменьшается $\pi_{к.нд}^*$, т. е. линия рабочих режимов при уменьшении $\pi_{т.нд}^*$ удаляется от границы газодинамической устойчивости компрессора и $\Delta K_{уд}$ возрастает (см. рис. 8.74).

При дросселировании двухвального ТРД параметры рабо-

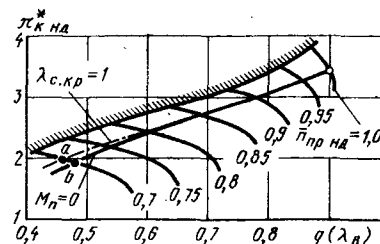


Рис. 8.74. Характеристика компрессора низкого давления двухвального ТРД с линиями рабочих режимов при докритических (—) и закритических (---) режимах работы реактивного сопла

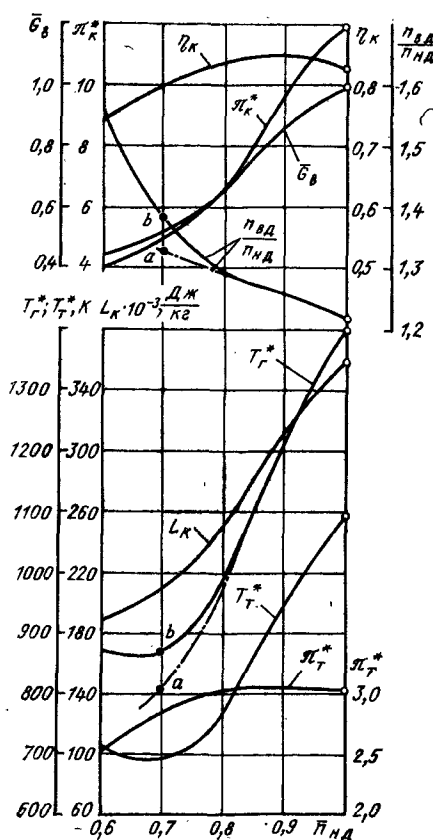


Рис. 8.75. Изменение параметров при дросселировании двухвального ТРД в статических условиях ($M_n = 0$; $H = 0$)

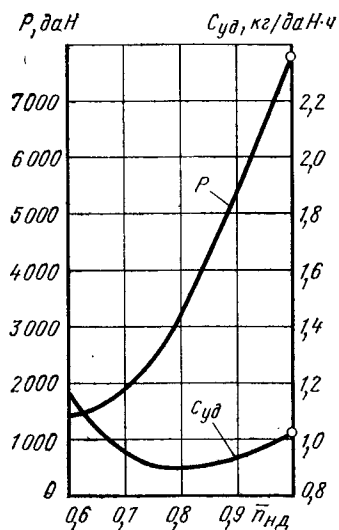


Рис. 8.76. Дроссельная характеристика двухвального ТРД при $M_{\text{ш}} = 0$, $H = 0$

чего процесса качественно меняются также, как у одновального двигателя. Интенсивное увеличение скольжения роторов при уменьшении $\bar{n}_{\text{нд}}$ (см. рис. 8.75) позволяет получить необходимые значения $\Delta K_{y \text{ нд}} > K_{y \text{ нд min}}$ вплоть до режима земного малого газа.

Дроссельная характеристика двухвального ТРД с $\pi_{\text{к}0}^* = 12$ и $T_{\text{г max}}^* = 1400 \text{ K}$ дана на рис. 8.76. Качественно характеристики двухвального ТРД практически такие же, как и у одновального двигателя. Однако на режимах с пониженной частотой вращения вследствие более высоких значений $\eta_{\text{к}}$ у двухвального ТРД получаются более низкие величины $c_{\text{уд}}$, чем у одновального ТРД с одинаковыми исходными данными.

8.7. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ТРД И ТРДФ

В гл. 7 рассмотрены термодинамические расчеты ТРД и ТРДФ на основе математических моделей первого и второго уровней. Расчет характеристик ТРД и ТРДФ по аналогии с термодинамическим расчетом будем рассматривать на базе математических моделей первого и второго уровней. В основу расчета положены методика термогазодинамического расчета, характеристики элементов двигателя, а также закон или программа регулирования двигателя в зависимости от того, какие характеристики необходимо получить в результате расчета: высотно-скоростные или дроссельные.

Расчет характеристик ТРД и ТРДФ на базе математической модели первого уровня

В основу расчета характеристик двигателей положена характеристика компрессора (для двухвальных ТРД — характеристики компрессоров РНД и РВД) в виде зависимостей (8.1). Характеристики остальных элементов в математической модели первого уровня принимаются в упрощенном виде: камеры сгорания — (8.4), турбин — (8.5), форсажной камеры — $\sigma_{\text{ф.к}} = \text{const}$, $\eta_{\text{ф}} = \text{const}$. Для расчета кроме характеристик элементов двигателя должны быть ранее определены или заданы: условия полета ($M_{\text{ш}}$ и H) и параметры рабочего процесса на расчетном режиме; закон регулирования и область возможного изменения условий полета при расчете высотно-скоростных характеристик; программа

регулирования и диапазон возможного изменения основного параметра регулирования (например, частоты вращения) при расчете дроссельных характеристик; площади проходных сечений проточной части двигателя; ограничения, налагаемые на параметры двигателя.

Можно предложить следующий порядок расчета.

1. С помощью изложенных выше в настоящей главе методов расчета для одновального (или двухвального) двигателя на характеристике компрессора (или на характеристиках компрессоров РНД и РВД) строится линия рабочих режимов, соответствующая выбранному закону или программе регулирования.

В результате этого расчета определяются зависимости основных параметров компрессора:

$$\pi_{\text{к}}^*, q(\lambda_{\text{в}}), \eta_{\text{к}}, L_{\text{к}} \text{ и } \Delta K_{\text{у}} \text{ от } \bar{n}_{\text{пр}} \text{ или } \sqrt{T_0/T_{\text{в}}^*},$$

связанных с условиями полета ($M_{\text{ш}}$ и H) и параметром регулирования (\bar{n}).

2. По заданным значениям $M_{\text{ш}}$ и H находится температура $T_{\text{в}}^*$ (8.15) и давление $p_{\text{в}}^*$ (8.14), по известному или выбранному значению частоты вращения n ($\bar{n}_{\text{нд}}$ у двухвального двигателя) определяется $\bar{n}_{\text{пр}}$ ($\bar{n}_{\text{пр.нд}}$), по которой находятся соответствующие заданным условиям полета или основному параметру регулирования ($\bar{n} \sim \bar{n}_{\text{пр}}$) значения $\pi_{\text{к}}^*$, $q(\lambda_{\text{в}})$, $\eta_{\text{к}}$, $L_{\text{к}}$ и $\Delta K_{\text{у}}$.

Далее используем методику термогазодинамического расчета на базе математической модели первого уровня, изложенную в разд. 7.1.

3. По определенным параметрам $T_{\text{в}}^*$, $p_{\text{в}}^*$, $q(\lambda_{\text{в}})$ и известной величине $F_{\text{в}}$ определяется расход воздуха через двигатель (7.43).

4. Параметры воздуха за компрессором $p_{\text{к}}^*$ и $T_{\text{к}}^*$ находятся по уравнениям (7.21) и (7.22).

5. Давление $p_{\text{г}}^*$ и $q_{\text{г}}$ определяются по уравнениям (7.23) и (7.24), а температура $T_{\text{г}}^*$ находится в зависимости от принятого закона или программы регулирования:

а) температура $T_{\text{г}}^*$ задана, если она является параметром регулирования ($T_{\text{г}}^* = \text{const}$);

б) температура $T_{\text{г}}^*$ находится из условия (8.61), если она не является параметром регулирования, а также при любой программе регулирования. Если неизвестны значения $T_{\text{г}}^*$ и $\pi_{\text{т}}^*$, то в первую очередь определяется величина $\pi_{\text{т}}^*$.

6. Степень понижения давления на турбине $\pi_{\text{т}}^*$ (на турбинах РВД и РНД двухвального ТРД) определяется по уравнению (7.26), за исключением случаев, когда $\pi_{\text{т}}^* = \text{const}$, а при расчете дроссельных характеристик с любой программой регулирования из уравнений (8.10) и (8.13), если $\pi_{\text{т}}^*$ непостоянная.

7. Температура $T_{\text{г}}^*$ и давление $p_{\text{г}}^*$ находятся по уравнениям (7.28) и (7.13).

8. Давление p_{Φ}^* и $q_{\Gamma, \Phi}$ определяются по уравнениям (7.30) и (5.7), а температура T_{Φ}^* находится в зависимости от принятого закона или программы регулирования:

а) температура T_{Φ}^* задана, если она является параметром регулирования;

б) температура T_{Φ}^* определяется по уравнению (8.53), если известна величина $F_{с. кр. \Phi}$.

9. Скорость истечения из реактивного сопла c_c определяется по уравнениям (7.32) для ТРД или (7.33) для ТРДФ.

10. Удельная тяга $P_{уд}$, тяга P и удельный расход топлива $C_{уд}$ для ТРД определяются по уравнениям (7.38), (7.42) и (7.39), а для ТРДФ по уравнениям (7.40), (7.42) и (7.41).

В результате расчета можно получить высотно-скоростные характеристики ТРД и ТРДФ в заданном диапазоне изменения M_{Π} и H или дроссельные характеристики двигателей в заданной области изменения режимов работы.

Расчет характеристик по математической модели первого уровня можно уточнить, учитывая влияние температуры и состава газа на теплоемкость и газовую постоянную, как это показано в разд. 7.1, а также уточнить полученные результаты, проводя расчет второго приближения с использованием характеристик турбины в виде (8.2) и камер сгорания. Тогда эту уточненную методику расчета характеристик двигателей можно рассматривать с некоторыми допущениями как математическую модель второго уровня.

Принципы формирования универсальной математической модели ТРДФ второго уровня

Математическая модель второго уровня описывает расчетный и нерасчетные режимы работы одновального или двухвального ТРДФ (ТРД) с любыми возможными законами и программами регулирования, работающего в поле заданных ограничений. В основу этой математической модели положены:

1. Условия совместной работы элементов в системе двигателя (7.1) ... (7.17).

2. Система уравнений, определяющих работу двигателя на расчетном и нерасчетных режимах (7.49) ... (7.75).

3. Закон и программа регулирования двигателя (см. разд. 8.2 ... 8.6). Например, для одновального ТРДФ конкретный закон регулирования может быть представлен в виде

$$n - n_p = 0; T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma, p}^* = 0; \alpha_{\Sigma} - \alpha_{\Sigma p} = 0,$$

где n_p , $T_{\Gamma, p}^*$, $\alpha_{\Sigma p}$ — значения параметров на расчетном режиме.

4. Ограничения, налагаемые на параметры двигателя.

5. Характеристики элементов, входящих в двигатель.

Характеристика компрессора может быть представлена аналитическими зависимостями вида (8.1);

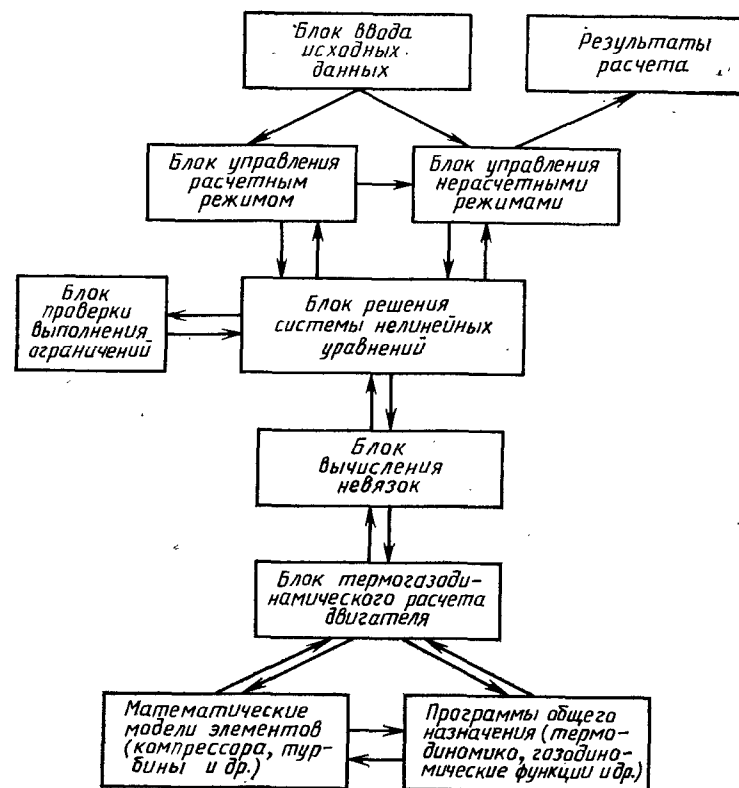


Рис. 8.77. Схема универсальной математической модели ГТД

характеристика турбины — аналитическими зависимостями вида (8.2);

характеристика камеры сгорания — в виде аналитических зависимостей

$$\sigma_{к.с} = f(\lambda_{к.с}; T_{\Gamma}^*/T_{к}^*) \text{ и } \eta_{\Gamma} = f(\alpha);$$

характеристики других элементов — в виде аналитических зависимостей.

Для определения параметров двигателя на расчетном режиме и расчета его характеристик выбирается способ решения системы нелинейных уравнений и составляется алгоритм вычисления невязок типа $T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma, p}^* = \varepsilon_{\Gamma}$ с заданной точностью вычисления ε_{Γ} ($\varepsilon_{\Gamma} \rightarrow 0$), число которых должно быть равно числу независимых переменных.

Определение параметров двигателя на расчетном и нерасчетных режимах (расчет характеристик двигателя) на ЭВМ может строиться по схеме, показанной на рис. 8.77. По этой схеме может строиться расчет характеристик ГТД любого типа на ЭВМ.

Следует отметить, что математическую модель второго уровня всегда можно использовать при расчете двигателя и его характеристик на первом уровне.

8.8. ПРИВЕДЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРД К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

Используя представление о подобных режимах ТРД, можно получить формулы для приведения данных испытаний ТРД к стандартным атмосферным условиям $T_0 = 288$ К и $p_0 = 101300$ Па. Так как данные, полученные при стендовых испытаниях, всегда отвечают условию $M_{ц} = 0$, то для достижения подобия достаточно, чтобы в любых атмосферных условиях и в стандартных был одинаков параметр $n/\sqrt{T^*}$. Если обозначить параметры, относящиеся к стандартным условиям, индексом пр (приведенные), то $n_{пр}/\sqrt{288} = n/\sqrt{T_{н0}}$, откуда

$$n_{пр} = n \sqrt{288/T_{н0}}. \quad (8.63)$$

Из теории лопаточных машин известно, что на подобных режимах должен быть постоянным комплекс $G_{в} \sqrt{T^*/p^*}$, пропорциональный газодинамической функции $q(\lambda_{в})$, а это означает, что

$$G_{в. пр} \sqrt{288/101300} = G_{в} \sqrt{T_{н0}/p_{н0}}$$

и, следовательно,

$$G_{в. пр} = G_{в} \frac{101300}{p_{н0}} \sqrt{\frac{T_{н0}}{288}}, \quad (8.64)$$

где $T_{н0}$ и $p_{н0}$ — параметры окружающей среды, при которых проводились стендовые испытания. Тяга двигателя при $M_{ц} = 0$ и полном расширении в реактивном сопле $P = G_{в} c_c$. На подобных режимах должно соблюдаться условие

$$C_{с. пр}/\sqrt{288} = c_c/\sqrt{T_{н0}}, \text{ т. е.}$$

$$c_{с. пр} = c_c \sqrt{288/T_{н0}}.$$

Тогда приведенная тяга

$$P_{пр} = G_{в. пр} c_{с. пр} = G_{в} \frac{101300}{p_{н0}} \sqrt{\frac{T_{н0}}{288}} c_c \sqrt{\frac{288}{T_{н0}}}$$

или

$$P_{пр} = P \cdot 101300/p_{н0}. \quad (8.65)$$

Приведенный расход топлива $G_{т. пр}$ можно определить из условия, что на подобных режимах

$$G_{т. пр} \sqrt{288/101300} = G_{т} \sqrt{T_{н0}/p_{н0}},$$

откуда

$$G_{т. пр} = G_{т} \frac{101300}{p_{н0}} \sqrt{\frac{T_{н0}}{288}}. \quad (8.66)$$

Так как удельный расход топлива $c_{уд} \sim G_{т}/P$, а приведенный удельный расход топлива $c_{уд. пр} \sim G_{т. пр}/P_{пр}$, то, используя формулы (8.65) и (8.66), можно получить формулу приведения удельного расхода топлива:

$$c_{уд. пр} = c_{уд} \sqrt{288/T_{н0}}. \quad (8.67)$$

Формулы приведения (8.63) ... (8.67) получены в предположении, что подобие процессов в ТРД определяется только равенством $M_{ц}$ и $n_{пр}$. Это оказывается недостаточным, когда сильно меняются параметры окружающей среды, особенно $T_{н0}$ и влажность воздуха, что приводит к изменению теплоемкости c_p и показателя адиабаты k . Подобное влияние наиболее успешно можно учесть, используя статистические данные и вводя поправочные коэффициенты в формулы приведения. При небольшом диапазоне изменения $T_{н0}$ ($T_{н0} = 288 \pm 20$ К) формулы (8.63) ... (8.67) дают приемлемую точность.

ГЛАВА 9. ДВУХКОНТУРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ САМОЛЕТОВ С ДОЗВУКОВЫМИ СКОРОСТЯМИ ПОЛЕТА

9.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Двухконтурные двигатели являются основным типом двигателей для дозвуковой и транспортной авиации.

Первое поколение ТРДД характеризовалось относительно малыми значениями степени двухконтурности $m = G_{вII}/G_{вI}$, составляющими $m = 0,7 \dots 1,3$. По мере увеличения основных параметров рабочего процесса — степени повышения давления $\pi_{к\kappa}^*$ и температуры газов перед турбиной $T_{г}^*$ росла и степень двухконтурности, которая у современных двигателей составляет 4,0 ... 5,0.

Степень повышения давления вентилятора в наружном контуре, наоборот, уменьшалась и в настоящее время составляет величину $\pi_{в}^* = 1,5 \dots 1,8$. По сравнению с другими типами двигателей ТРДД, предназначенные для дозвуковых скоростей полета, имеют наиболее высокую степень повышения давления 27 ... 30. Увеличение $\pi_{к\kappa}^*$ объясняется стремлением к дальнейшему повышению эффективного КПД η_e . Однако, как следует из гл. 1, рост η_e с увеличением $\pi_{к\kappa}^*$ возможен лишь при сохранении высоких значений КПД процессов в компрессоре и турбине и низкого уровня потерь во всех других элементах проточной части. Поэтому современные ВРД отличаются не только двухконтурной схемой организации рабочего процесса, но и очень высоким уровнем газодинамического совершенства основных узлов.

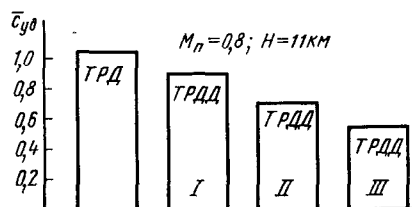


Рис. 9.1. Изменение удельного расхода топлива ТРДД по сравнению с ТРД по поколениям:

m	$\pi_{к\epsilon}$
I — 0,7 ... 1,13	14 ... 18
II — 2,4 ... 4,5	18 ... 29
III — 4,5 ... 6,0	28 ... 35

Как известно, минимальный ресурс в двигателях имеет «горячая» часть, испытывающая наиболее высокие термические напряжения при максимальных значениях температуры газов.

Современные ТРДД достигли самого высокого уровня бесфорсажной тяги. Потребность в разработке мощных ТРДД с большой степенью двухконтурности обуславливалась общим ростом массы широкофюзеляжных пассажирских и транспортных самолетов, эксплуатация которых началась в самом конце шестидесятых годов. В этот период появились двигатели тягой в 200 ... 220 кН с раздельными соплами для потоков внутреннего и наружного контуров, имевшие степень двухконтурности $m = 4,5 \dots 5$. Двигатели более раннего времени выпуска с тягой, не превышавшей 70 ... 100 кН, создавались по схеме со смешением потоков и общим реактивным соплом.

При минимизации потерь на смешение, достигаемой за счет рационального выбора параметров и конструкции смесительных устройств, схема со смешением позволяет дополнительно улучшить удельный расход топлива на крейсерском режиме на 1 ... 3 %.

На рис. 9.1 приведены значения удельного расхода топлива ТРДД разных поколений в сравнении с обычным ТРД. Улучшение экономичности более чем на 40 % объясняет причину монополизации этим типом двигателей области больших дозвуковых скоростей полета (на меньших скоростях наиболее экономичным является ТВД).

Недостатком ТРДД являются их большие габаритные размеры (мидель) в связи с более низким уровнем удельной тяги $P_{уд}$ и, следовательно, большим расходом воздуха. Удельная тяга ТРДД становится тем меньше, чем больше m , но следует помнить, что снижение $P_{уд}$ является единственным средством повышения тягового КПД $\eta_{п}$.

Рост $\eta_{п}$ одновременно с относительным увеличением η_e , которое связано с возможностью повышения основных параметров рабочего процесса $\pi_{к\epsilon}^*$ и $T_{г}^*$, является основным фактором, обеспечивающим преимущество двухконтурной схемы ГТД.

9.2. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ТЕОРИИ ТРДД

Свободная энергия. В одноконтурном двигателе в соответствии с выражениями 1.6 и 1.28 свободная энергия эквивалентна кинетической энергии истечения из сопла без потерь и равна

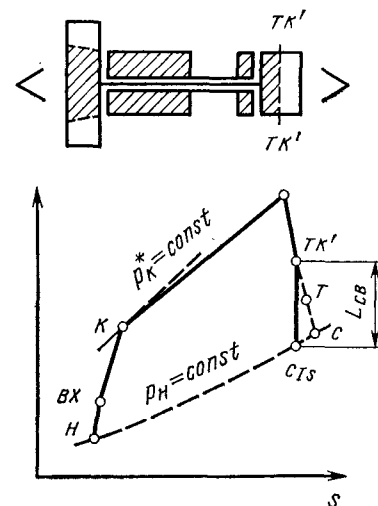


Рис. 9.2. $i-s$ диаграмма рабочего процесса внутреннего контура ТРДД. Схема разделения работы турбины на сжатие воздуха во внутреннем и наружном контурах

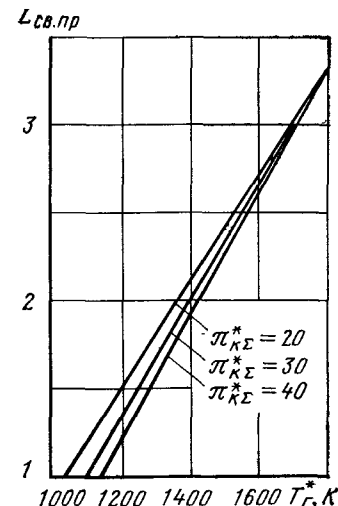


Рис. 9.3. Зависимость приведенной свободной энергии $L_{св.пр}$ от основных параметров рабочего процесса $T_{г}^*$ и $\pi_{к\epsilon}^*$

изоэнтропической работе расширения газа от давления p_k^* за турбиной до давления окружающей среды p_n .

В двухконтурном двигателе свободная энергия определяется так же, как изоэнтропическая энергия расширения газа до атмосферного давления от давления $p_{т.к}^*$ за турбинами, приводящими все последовательно расположенные компрессоры, включая и часть компрессора низкого давления (вентилятора), сжимающего воздух в потоке внутреннего контура (см. заштрихованную часть схемы на рис. 9.2).

Сечение $тк'$ условно делит турбину вентилятора на две части в соответствии с мощностями, затрачиваемыми на сжатие в вентиляторе воздуха в потоках внутреннего и наружного контуров.

В соответствии с определением, свободная энергия, приходящаяся на 1 кг воздуха, проходящего через внутренний контур:

$$L_{св} = \frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} T_{т.к}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{св}^* \frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) (1 + q_{т}) (1 - \delta_{отб}). \quad (9.1)$$

Однако в отличие от ТРД в ТРДД свободная энергия преобразуется не полностью в кинетическую энергию истечения из сопла внутреннего контура. Часть ее затрачивается на работу сжатия в потоке наружного контура. Соотношение между этими двумя составляющими $L_{св}$ может быть различным и устанавливается в соответствии с закономерностями, рассматриваемыми ниже. Величина $L_{св}$, естественно, никак не зависит от того, каким обра-

зом ее распределяют между контурами. Она однозначно определяется основными параметрами рабочего процесса $\pi_{к\kappa}^*$ и T_r^* , а также уровнем потерь в проточной части до точки тк'. При заданных высоте H , скорости полета V_{π} и уровне газодинамического совершенства процесса зависимость $L_{св}$ от $\pi_{к\kappa}^*$ и T_r^* подчиняется тем же закономерностям, что и эффективная работа цикла с учетом того, что потери в самой $L_{св}$ не учитываются.

На рис. 9.3 приведена зависимость приведенной свободной энергии $L_{св. пр} = L_{св} / \left(\frac{k_r}{k_r - 1} RT_{г.к}^* \right)$ от $\pi_{к\kappa}^*$ и T_r^* , взятых в диапазоне их современных и перспективных значений. Обращает на себя внимание линейная зависимость $L_{св. пр} = f(T_r^*)$ и сравнительно слабое влияние $\pi_{к\kappa}^*$, объясняемое тем, что принятые значения $\pi_{к\kappa}^*$ находятся вблизи от $\pi_{к\kappa,опт}^*$, несколько превышая его.

При заданных значениях $\pi_{к\kappa}^*$ и T_r^* и уровне потерь в цикле не только $L_{св}$, но и количество тепла Q_1 , подводимое к рабочему телу в цикле, определяются однозначно, так как $Q \approx c_{p,ср}(T_r^* - T_k^*)$, где $c_{p,ср}$ — условная средняя теплоемкость процесса подвода тепла.

9.3. ПАРАМЕТРЫ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТРДД

ТРДД с раздельными контурами

В соответствии с (1.48) при полном расширении газа и воздуха во внутреннем и наружном контурах тяга двигателя может быть определена как сумма:

$$P = P_I + P_{II} \text{ или } (G_{вI} + G_{вII}) P_{уд} = G_{вI} P_{удI} + G_{вII} P_{удII},$$

где $G_{вI}$ и $G_{вII}$ — секундные массовые расходы воздуха, протекающего через внутренний и наружный контуры. Имея в виду $m = G_{вII}/G_{вI}$, получим выражение для удельной тяги:

$$P_{уд} = \frac{P_{удI} + mP_{удII}}{1 + m}. \quad (9.2)$$

Здесь

$$P_{удI} = (1 + q_T)(1 - \delta_{отб})c_{сI} - V_{\pi}. \quad (9.3)$$

$$P_{удII} = c_{сII} - V_{\pi}. \quad (9.4)$$

Подставляя (9.3) и (9.4) в (9.2) получим выражение $P_{уд}$ через скорости:

$$P_{уд} = \frac{1}{1 + m} [(1 + q_T)(1 - \delta_{отб})c_{сI} - V_{\pi} + m(c_{сII} - V_{\pi})]. \quad (9.5)$$

В общем случае, если $P_{сI} \neq P_{\pi}$ и $P_{сII} \neq P_{\pi}$, тяга двигателя равна:

$$P = G_{вI} [(1 + q_T)(1 - \delta_{отб})c_{сI} - V_{\pi} + m(c_{сII} - V_{\pi})] + F_{сI}(P_{сI} - P_{\pi}) + F_{сII}(P_{сII} - P_{\pi}). \quad (9.6)$$

Соответственно, удельный расход топлива

$$c_{уд} = \frac{3600G_T}{P} = \frac{3600q_T(1 - \delta_{отб})G_{вI}}{P_{уд}(G_{вI} + G_{вII})} = \frac{3600q_T(1 - \delta_{отб})}{P_{уд}(1 + m)}. \quad (9.7)$$

ТРДД со смешением потоков

Тяга и удельная тяга определяются так же, как и в ТРД (формулы (1.41), (1.48), (1.49)), однако в этом случае скорость истечения из сопла

$$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} R T_{см}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_r - 1}{k_r} \pi_c^*} \right)}, \quad (9.8)$$

где $T_{см}^*$ — средняя температура газа после смешения потоков наружного и внутреннего контура в сечении «см», а $\pi_c^* = p_{см}^*/p_c$.

Полное давление смеси $p_{см}^*$ и $T_{см}^*$ можно определить, используя три уравнения: сохранения энергии, массы и импульса. Эти уравнения могут быть записаны соответственно в виде:

$$G_{гI} c_{pI} T_r^* + G_{вII} c_{pII} T_{вн}^* = (G_{гI} + G_{вII}) c_{p,см} T_{см}^*, \quad (9.9)$$

$$G_{гI} + G_{вII} = G_{см}. \quad (9.10)$$

Если $F_{см} = F_I + F_{II}$,

$$\begin{aligned} \Phi_I + \Phi_{II} &= \Phi_{см} \text{ или } z(\lambda_I) \sqrt{T_r^*} + mz(\lambda_{II}) \sqrt{T_{вн}^*} = \\ &= (1 + m)z(\lambda_{см}) \sqrt{T_{см}^*}. \end{aligned} \quad (9.11)$$

Найдя из (9.9) $T_{см}^*$ и подставляя в (9.11) вместе с заданными λ_I и λ_{II} , находим $\lambda_{см}$, а затем по (9.10) определяем $p_{см}^*$, развернув (9.10) в виде

$$\frac{F_I p_{сI}^* q(\lambda_I)}{\sqrt{T_r^*}} + \frac{F_{II} p_{сII}^* q(\lambda_{II})}{\sqrt{T_{вн}^*}} = \frac{(F_I + F_{II}) p_{см}^* q(\lambda_{см})}{\sqrt{T_{см}^*}}$$

и принимая для упрощения $c_{pI} = c_{pII} = c_{p,см}$, что даст

$$T_{см}^* = \frac{T_r^* + mT_{вн}^*}{1 + m}. \quad (9.12)$$

Заметим, что в ТРДДсм λ_I и $\lambda_{II} \ll 1$ и поэтому статические давления на срезе смесителя в потоках внутреннего и наружного контуров равны между собой.

Зная параметры за смесителем, находим скорость истечения из сопла по (9.8).

Если известны расход воздуха через внутренний контур и степень двухконтурности m , то вместо (1.41), (1.48) и (1.49) можно использовать выражения

$$P = G_{вI} \{[(1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) + m]c_c - (1 + m)V_{\pi}\}; \quad (9.13)$$

$$P_{уд} = \left[1 + \frac{q_T(1 - \delta_{отб})}{1 + m} \right] c_c - V_{\pi}. \quad (9.14)$$

Для расчета удельного расхода топлива в обоих случаях (ТРДД и ТРДДсм) используется уравнение (9.7) или упрощенное выражение $c_{уд} = \frac{3600q_T}{P_{уд}(1+m)}$, в котором принято $\delta_{отб} = 0$.

Изложенная методика определения параметров в сечении «см», в котором процесс смешения считается законченным, носит приближенный характер, так как она не учитывает различия величин показателей адиабаты воздуха, газа и смеси, а также гидравлических потерь в смесительном устройстве при наличии такового. Последние могут быть приближенно учтены с помощью коэффициента полного давления $\sigma_{см} = 0,985 \dots 0,99$, на который умножаются величины p_i^* и p_{i1}^* перед решением указанных уравнений. В уравнения подставляется некоторое среднее значение k , величина которого выбирается приближенно в соответствии со значением степени двухконтурности. При выборе приведенных скоростей на входе в смесительную камеру ТРДД без форсажной камеры можно принимать величину $\lambda_T = 0,4 \dots 0,5$.

9.4. ОПТИМАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ СВОБОДНОЙ ЭНЕРГИИ МЕЖДУ ПОТОКАМИ ВНУТРЕННЕГО И НАРУЖНОГО КОНТУРОВ

Выбрав значения основных параметров рабочего процесса T_T^* и $\pi_{кз}^*$, оценив КПД процессов сжатия и расширения и все другие виды потерь в цикле до точки $тк'$, однозначно определили $L_{ов}$ для заданных внешних условий M_n и H .

Но в отличие от ТРД, в ТРДД имеются еще два параметра — степень повышения давления в вентиляторе наружного контура — π_v^* и коэффициент, учитывающий распределение масс воздуха между наружным и внутренним контурами — степень двухконтурности m .

Возникает вопрос, какое сочетание π_v^* и m необходимо выбирать, чтобы обеспечить наилучшие данные двигателя в целом и каким закономерностям подчиняется это сочетание?

Следует иметь в виду, что выбрав какие-то значения π_v^* и m , мы тем самым установили работу на 1 кг газа внутреннего контура, передаваемую в наружный контур, а следовательно, определили и долю $L_{св}$, затрачиваемую на привод вентилятора.

ТРДД с раздельными потоками внутреннего и наружного контуров

Определенная по (9.1) свободная энергия расходуется на привод вентилятора, сжимающего воздух в наружном контуре, и частично преобразуется в кинетическую энергию газа в сопле внутреннего контура.

Пренебрегая «возвратом» тепла и полагая $(1 + q_T)(1 - \delta_{отб}) = \beta = 1$ баланс энергии можно выразить в следующем виде:

$$L_{св} = (L_{т.в.с} + L_{с.и.с}) = \frac{mL_{в.и.с}}{\eta_{т.в}\eta_{м.в}} + \frac{c_{с.и}^2}{2\Phi_{с.и}^2}, \quad (9.15)$$

где $L_{в.и.с}$ — работа вентилятора, затрачиваемая на сжатие 1 кг воздуха в потоке наружного контура; $\eta_{т.в}$ — КПД турбины, мощность которой затрачивается на сжатие воздуха в наружном контуре; $\eta_{м.в}$ — механический КПД всей системы привода, учитывающий потери в трансмиссии.

Из (9.15) следует, что увеличение доли свободной энергии, затрачиваемой на привод вентилятора наружного контура, приводит к соответствующему уменьшению кинетической энергии газа, вытекающего из сопла внутреннего контура и наоборот.

Выбрав из каких-либо соображений величину степени двухконтурности m , можно поставить вопрос: есть ли такое соотношение между $L_{т.в.с}$ и $L_{с.и.с}$, при котором для этого значения m удельная тяга $P_{уд}$ будет иметь максимальное значение?

Для отыскания $P_{уд \max}$ исследуем на экстремум ее выражение через скорости истечения из сопел внутреннего и наружного контуров.

Имея в виду, что $L_{в.и.с}$ в (9.14) можно представить как

$$L_{в.и.с} = L_{в.и.с}/\eta_v,$$

где $L_{в.и.с}$ — изоэнтропическая работа сжатия в потоке наружного контура, а η_v — адиабатический КПД процесса сжатия, и учитывая, что работа сжатия в наружном контуре затрачивается на преобразование кинетической энергии в этом контуре, можно выразить $L_{в.и.с}$ через скорость истечения из сопла наружного контура и скорость полета:

$$L_{в.и.с} = \frac{c_{с.и.с}^2}{2\Phi_{с.и.с}^2} - \frac{V_n^2}{2}.$$

Тогда (9.15) будет представлена в виде:

$$L_{св} = \frac{m}{\eta_v\eta_{т.в}\eta_{м.в}} \left(\frac{c_{с.и.с}^2}{2\Phi_{с.и.с}^2} - \frac{V_n^2}{2} \right) + \frac{c_{с.и}^2}{2\Phi_{с.и}^2}.$$

Из этого выражения находим

$$c_{с.и} = \Phi_{с.и} \sqrt{2L_{св} - \frac{m}{\eta_v\eta_{т.в}\eta_{м.в}} \left(\frac{c_{с.и.с}^2}{\Phi_{с.и.с}^2} - V_n^2 \right)}. \quad (9.16)$$

Используя (9.16), можно выразить $P_{уд}$ только через $c_{с.и.с}$:

$$P_{уд} = \frac{1}{1+m} \left[\Phi_{о.и} \sqrt{2L_{св} - \frac{m}{\eta_v\eta_{т.в}\eta_{м.в}} \left(\frac{c_{с.и.с}^2}{\Phi_{с.и.с}^2} - V_n^2 \right)} - V_n + m(c_{с.и.с} - V_n) \right]. \quad (9.17)$$

$$\frac{\partial P_{уд}}{\partial c_{с.и.с}} = \frac{1}{1+m} \left[\frac{\Phi_{с.и}^2 \left(-\frac{m}{\eta_v\eta_{т.в}\eta_{м.в}} - \frac{c_{с.и.с}}{\Phi_{с.и.с}^2} \right)}{\Phi_{с.и} \sqrt{2L_{св} - \frac{m}{\eta_v\eta_{т.в}\eta_{м.в}} \left(\frac{c_{с.и.с}^2}{\Phi_{с.и.с}^2} - V_n^2 \right)}} + m \right] = 0. \quad (9.18)$$

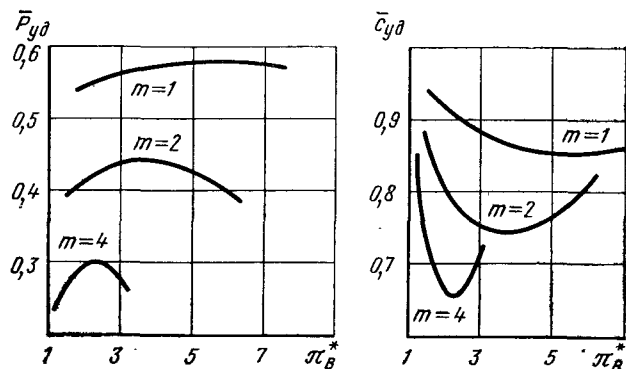


Рис. 9.4. Изменения относительной удельной тяги $\bar{P}_{уд} = P_{уд\text{ ТРДД}}/P_{уд\text{ ТРД}}$ и относительного удельного расхода топлива $\bar{c}_{уд} = c_{уд\text{ ТРДД}}/c_{уд\text{ ТРД}}$ в зависимости от степени повышения давления в вентиляторе при разных значениях m

Имея в виду, что знаменатель выражения (9.18) равен $c_{сI}$, получим

$$c_{сII}/c_{сI} \approx \eta_v \eta_{т.в} \eta_{м.в} \varphi_{сII}^2 / \varphi_{сI}^2. \quad (9.19)$$

Из (9.19) следует, что при любых значениях $L_{св}$ и m соотношение между $c_{сII}$ и $c_{сI}$, соответствующее $P_{уд} = \text{max}$, зависит от потерь энергии при передаче ее в наружный контур (η_v , $\eta_{т.в}$ и $\eta_{м.в}$).

Если принять $\varphi_{сII} = \varphi_{сI}$ и считать, что потери энергии при передаче в наружный контур отсутствуют ($\eta_v = \eta_{т.в} = \eta_{м.в} = 1$), то оптимальным будет $c_{сII} = c_{сI}$.

Этот результат раскрывает одно из фундаментальных свойств ТРДД, которым следует руководствоваться при выборе параметров наружного контура.

Заметим, что максимуму $P_{уд}$ одновременно соответствует минимуму $c_{уд}$, поскольку теплоподвод и в термодинамическом цикле не зависит от распределения свободной энергии между внутренним и наружным контурами.

При заданных внешних условиях (M_n , H), уровне потерь в наружном контуре ($\sigma_{вх}$, σ_{II} , $\varphi_{сII}$) и КПД вентилятора η_v скорость истечения из сопла наружного контура $c_{сII}$ однозначно связана со степенью сжатия в вентиляторе соотношением

$$c_{сII} = \varphi_{сII} \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_n \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)} \times \dots \times \left[1 + \left(\frac{k-1}{\pi_b^*} - 1\right) \frac{1}{\eta_v}\right] \left[1 - \frac{1}{\left(\pi_b^* \sigma_{вх} \sigma_{II}\right)^{\frac{k-1}{k}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)}\right]. \quad (9.20)$$

Если $c_{сII}$ удовлетворяет условию (9.19), то соответствующая этому значению $c_{сII}$ величина π_b^* называется оптимальной ($\pi_b^* =$

$= \pi_{в\text{ opt}}^*$). Оптимальное значение π_b^* и соответствующие ему уровни $P_{уд\text{ max}}$ и $c_{уд\text{ min}}$ не являются абсолютно максимальным и минимальным. Каждому выбранному значению m (при $L_{св} = \text{const}$) будут соответствовать свои величины $P_{уд\text{ max}}$ и $c_{уд\text{ min}}$. Зависимости $\bar{P}_{уд}$ и $\bar{c}_{уд}$ от π_b^* для разных фиксированных значений m показаны на рис. 9.4. Видно, что с ростом m величины $\pi_{в\text{ opt}}^*$ уменьшаются. Уменьшаются также абсолютные значения $\bar{P}_{уд\text{ max}}$ и, до известных пределов, то же происходит с $\bar{c}_{уд\text{ min}}$. Все более резко уменьшаются $\bar{P}_{уд}$ и растут $\bar{c}_{уд}$ при отклонении π_b^* от $\pi_{в\text{ opt}}^*$ с ростом m .

В наших рассуждениях $L_{св}$ была постоянной, поэтому для соблюдения условия (9.19) с ростом m доля энергии, остающейся во внутреннем контуре $L_I = \frac{c_{сI}^2}{2\varphi_{сI}^2}$, должна уменьшаться, в то

время, как произведение $L_{вII} m$ — соответственно возрастать, несмотря на уменьшение $L_{вII}$, так как оно связано с L_I соотношением (9.19). Таким образом, увеличение m приводит к общему увеличению секундной массы воздуха, проходящей через двигатель, а для достижения оптимальности соотношения скоростей $c_{сII}$ и $c_{сI}$ они должны одновременно уменьшаться так, чтобы сохранилось равенство (9.19).

Зависимость $\pi_{в\text{ opt}}^*$ от m для трех значений $L_{св\text{ пр}}$ приведена на рис. 9.5.

Рассмотрим несколько иной подход к оптимизации распределения энергии по контурам. Будем выбирать фиксированные значения π_b^* и для них искать оптимальную величину распределения масс m .

В отличие от оптимизации π_b^* по m , носящей универсальный характер, $P_{уд}$ по m не имеет экстремума, а монотонно уменьшается с ростом последнего. Это следует непосредственно из анализа выражения (9.2):

$$P_{уд} = \frac{P_{удI} + mP_{удII}}{1+m} = \frac{P_{удI}}{1+m} + \frac{mP_{удII}}{1+m}.$$

Задаваясь фиксированным значением π_b^* , определяем также $P_{удII}$. В результате второй член выражения для $P_{уд}$ слабо уменьшается с ростом m . Первый же член уменьшается быстро как за счет роста знаменателя, так и за счет быстрого уменьшения $P_{удI}$, поскольку при постоянном $P_{удII}$ работа, передаваемая наружному контуру, пропорциональна m .

Удельный расход топлива $c_{уд} = \frac{3600q_r}{P_{уд}(1+m)}$ имеет экстремум, объясняемый тем, что с ростом m и, соответственно, падением $P_{уд}$ растет полетный КПД, который для случая ТРДД с отдельными контурами при $\beta = (1 + q_r)(1 - \delta_{отб}) = 1$ имеет вид

$$\eta_n = \frac{2V_n [c_{сI} + mc_{сII} - (m+1)V_n]}{c_{сI}^2 + mc_{сII}^2 - (m+1)V_n^2}. \quad (9.21)$$

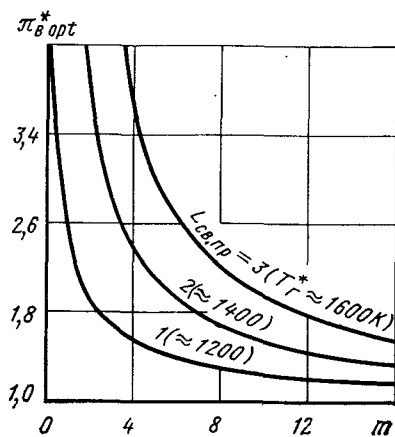


Рис. 9.5. Зависимость $\pi_{в*opt}$ от m для трех урзней приведенной свободной энергии

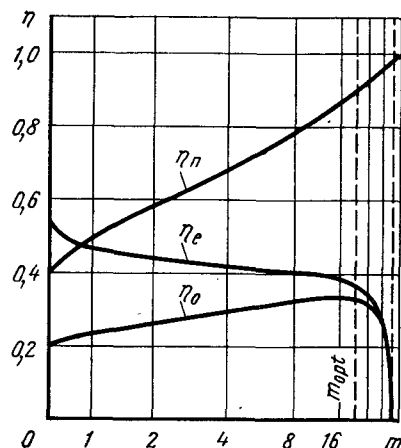


Рис. 9.6. Зависимость полетного КПД $\eta_{п}$, эффективного КПД $\eta_{е}$ и общего КПД $\eta_{о}$ от степени двухконтурности при $\pi_{в}^* = \pi_{в*opt}$

При $\pi_{в}^* = \text{const}$ в этом выражении $c_{сII} = \text{const}$, а $c_{сI}$ с ростом m уменьшается по вышеприведенным причинам.

Эффективный КПД цикла с ростом m уменьшается, так как в этом случае растет доля $L_{св}$, передаваемая наружному контуру, а следовательно, пропорционально растут потери передачи энергии в цикле (если принять $\eta_{в}$ и $\eta_{т.в}$ постоянными).

В начале рост полетного КПД происходит интенсивнее падения эффективного КПД, а затем, при очень больших m , наблюдается обратное явление. Поэтому общий КПД $\eta_{о} = \eta_{п}\eta_{е}$ имеет максимум по m .

Характер изменения $\eta_{п}$, $\eta_{е}$ и $\eta_{о}$ по m приведен на рис. 9.6.

Определяя $\eta_{п}$ (9.21) как отношение суммы полезных работ силы тяги P_I и P_{II} при скорости полета $V_{п}$ к сумме приращений кинетической энергии $E_I = \frac{c_{сI}^2 - V_{п}^2}{2}$ и $E_{II} = \frac{c_{сII}^2 - V_{п}^2}{2}$ и записывая по аналогии с ТРД $\eta_{о} = \eta_{е}\eta_{п}$,

предполагаем, что несовершенство процесса преобразования получаемой от турбины вентилятора наружным контуром энергии в приращении кинетической энергии E_{II} , учитывается величиной $\eta_{е}$, т. е. относим эти, дополнительные по сравнению с ТРД, потери энергии к термодинамическому циклу во внутреннем контуре. Это не вполне логично, так как совершенство внутреннего контура, как тепловой машины, должно оцениваться только по сумме потерь в самом цикле. Все остальные потери должны характеризовать эффективность преобразования полученной на валу турбины вентилятора энергии (затрачиваемой на привод части вентилятора, сжимающего воздух в наружном контуре) в энергию mE_{II} .

КПД, учитывающий все виды потерь при преобразовании энергии, полученной на валу турбины вентилятора, в полезную работу силы тяги получил название мощностного КПД движителя [22] и определяется как $\eta_{NII} =$

$$= \frac{P_{удII} V_{п}}{L_{II}}, \text{ где } L_{II} \text{ — работа на валу турбины вентилятора, приходящаяся}$$

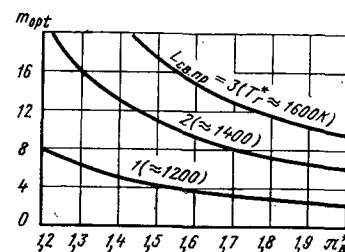


Рис. 9.7. Зависимость оптимальной степени двухконтурности от степени повышения давления в вентиляторе при $L_{св.пр} = \text{const}$ и $V_{п} = \text{const}$

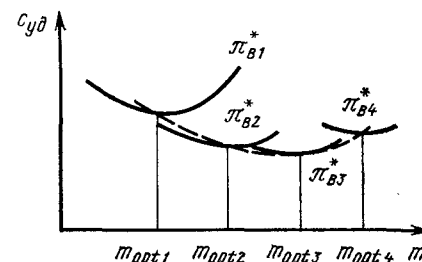


Рис. 9.8. Зависимость $c_{уд}$ от m при различных постоянных значениях степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}^*$

на 1 кг секундного массового расхода воздуха, проходящего через наружный контур.

Этот КПД идентичен КПД винта ТВД (см. гл. 11) и может быть связан с полетным КПД выражением $\eta_{NII} = \eta_{п}\eta_{EII}$, где $\eta_{EII} = \frac{c_{сII}^2 - V_{п}^2}{2L_{п}}$. Легко видеть, что в случае ТРД $\eta_{EII} = 1$, и с увеличением m он снижается.

В случае ТВД, у которого скорость отброса массы воздуха винтом значительно отличается от скорости полета и $\eta_{п} \approx 1,0$, КПД винта $\eta_{в} = \eta_{п}\eta_{EII} \approx \eta_{EII}$.

Таким образом, η_{EII} изменяется от единицы в случае ТРД до значения $\eta_{в}$ в ТВД.

Для того чтобы найти m_{opt} , достаточно знать экстремум знаменателя выражения для $c_{уд}$, так как числитель — величина постоянная. Если знаменатель $(1 + m)P_{уд} = \Pi$, то, используя выражение (9.17) для $P_{уд}$, а также приняв $\varphi_{сI} = \varphi_{сII}$, можно записать

$$\Pi = (1 + m)P_{уд} = \sqrt{2L_{св} - \frac{m}{\eta_{в}\eta_{т.в}\eta_{м.в}}(c_{сII}^2 - V_{п}^2)} - V_{п} + m(c_{сII} - V_{п}).$$

Беря производную $\frac{\partial \Pi}{\partial m}$ и приравнявая ее нулю, получим

$$\frac{1}{\eta_{в}\eta_{т.в}\eta_{м.в}} \frac{(c_{сII}^2 - V_{п}^2)}{2\sqrt{2L_{св} - m/\eta_{в}\eta_{т.в}\eta_{м.в}}(c_{сII}^2 - V_{п}^2)} + c_{сII} = 0, \text{ откуда после преоб-}$$

разований

$$m_{opt} = \frac{2L_{св}\eta_{в}\eta_{т.в}\eta_{м.в}}{c_{сII}^2 - V_{п}^2} - \frac{c_{сII}^2 - V_{п}^2}{4c_{сII}\eta_{в}\eta_{т.в}\eta_{м.в}}. \quad (9.22)$$

Здесь так же, как и в случае оптимизации по $\pi_{в}^*$, минимум $c_{уд}$ по m не является абсолютным, а m_{opt} имеет принципиально такой же характер изменения по $\pi_{в}^*$, как $\pi_{в*opt}$ по m . Закономерность изменения m_{opt} в зависимости от $\pi_{в}^*$ приведена на рис. 9.7.

Для того чтобы найти абсолютный минимум $c_{уд}$ при некотором располагаемом значении $L_{св}$, необходимо, задаваясь последовательным рядом значений $\pi_{в}^*$, определять для каждого из них значение m_{opt} .

Если среди выбранных значений $\pi_{в}^*$ находится такое, при котором $c_{уд}$ достигает абсолютного минимума, то это значение $\pi_{в}^*$ и соответствующее $c_{сII}$ является абсолютно оптимальным, одновременно с абсолютно оптимальным m . На рис. 9.8 таким значением $\pi_{в}^*$ является $\pi_{в3}^*$.

Абсолютно оптимальное значение $\pi_{в}^*$ или $c_{сII}$ может быть найдено непосредственно при оптимизации соотношения между подводимой к наружному контуру энергией и полезной работой силы тяги этого контура, поскольку он выполняет функции двигателя:

$$m \frac{P_{удII} V_{п}}{L_{т. в}} = \max. \quad (9.23)$$

Различные приемы такой оптимизации можно найти, например, в работах [11], [22]. Приведем конечный результат:

$$c_{сII opt абс} = V_{п} (1 + \sqrt{1 - \eta_v}), \quad (9.24)$$

где η_v — коэффициент, учитывающий долю скоростного напора $V_{п}^2/2$, затрачиваемую на преодоление сопротивления в наружном контуре. (При $L_{вII} = 0$ η_v определяет отношение кинетической энергии воздуха на выходе из сопла наружного контура к кинетической энергии на входе $V_{п}^2/2$.) Особенностью выражения (9.24) является то обстоятельство, что абсолютно оптимальная скорость истечения из сопла наружного контура зависит только от скорости полета и уровня потерь в этом контуре.

При отсутствии потерь ($\eta_v = 1$) $c_{сII opt абс} = V_{п}$. С ростом потерь оптимальное значение $\pi_{в}^*$ будет увеличиваться. Если рассматривать ТВД как ТРДД с «открытым» наружным контуром, то в этом случае потери в воздухозаборнике, канале и сопле теряют смысл и $\pi_{в opt абс}^*$ будет стремиться к единице, что имеет место в действительности. Так как удельная тяга ТВД, определенная по всей массе воздуха, отбрасываемой винтом, будет очень мала, то для соблюдения (9.24) m получается большим. (Для ТВД $m = 60 \dots 100$.)

Зная зависимость между $c_{сII}$ и $\pi_{в}^*$ (выражение 9.20) и $\pi_{в opt абс}^*$, можно найти соответствующее значение $m_{opt абс}$ по рис. 9.8, или, используя $c_{сII opt абс}$, определить $m_{opt абс}$ непосредственно из выражения 9.20.

Рассматривая полученные результаты, следует отметить, что выбрав $\pi_{в opt абс}^*$ по выражению (9.24) и отношение $c_{сII}/c_{сI}$ по выражению (9.19), мы определили это отношение как абсолютно оптимальное, не зависящее от величины $L_{св}$ и m . Однако

Рис. 9.9. Зависимость абсолютно оптимальных значений $\pi_{в}^*$ и m от скорости полета

для сохранения баланса работ:

$$L_{св} = \frac{c_{сI}^2}{2\varphi_{сI}} + \frac{m L_{вII}}{\eta_{вII} \eta_{т. в} \eta_{м. в}}$$

(см. выражение (9.15)) необходимо выбрать вполне определенное значение m , которое существенно зависит от $L_{св}$. В частности, как видно из выражения (9.15), с ростом $L_{св}$ будет возрастать и m . В свою очередь, как следует из рис. 9.3, $L_{св}$ линейно зависит от T_r^* и слабо зависит от $\pi_{к\pi}^*$. Поэтому с ростом T_r^* в ТРДД будет расти $m_{opt абс}$. Изменение $\pi_{в opt абс}^*$ будет связано лишь с изменением потерь в наружном контуре.

Естественно, что определенное из выражения (9.15) значение m само является абсолютно оптимальным для данного $L_{св}$. На рис. 9.9 приведена зависимость $m_{opt абс}$ и $\pi_{в opt абс}^*$ от скорости полета.

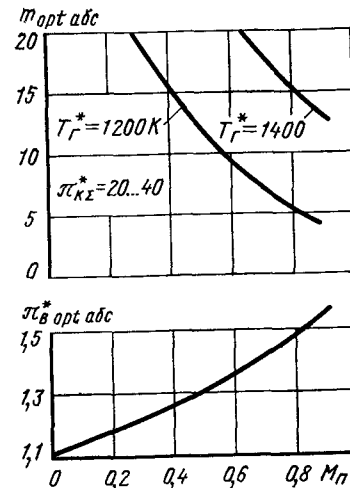
В соответствии с (9.24) с ростом $M_{п}$ растет и $\pi_{в}^*$, причем в отличие от $m_{opt абс}$ для заданного уровня потерь в наружном контуре кривая $\pi_{в opt абс}^* = f(M_{п})$ является единственной, не зависящей от параметров внутреннего контура. Фактически зависимость $\pi_{в opt абс}^* = f(M_{п})$ имеет более сложный характер, так как некоторые виды потерь сами являются функцией скорости полета. В число потерь может быть включено и лобовое сопротивление gondолы X_r , которое в соответствии с [22] можно представить в виде скорости ΔV , затрачиваемой на преодоление сопротивления. Оптимальное значение $\pi_{в opt абс}^*$ в этом случае должно быть больше, чем в случае, когда X_r не учитывается, а соответствующее значение $m_{opt абс}$ уменьшается. Учет лобового сопротивления снижает $m_{opt абс}$ в 2,0 ... 2,5 раза.

Во всех современных ТРДД, разработанных для самолетов с $M_{п.кр} = 0,8 \dots 0,83$, независимо от размера двигателя и параметров внутреннего контура $\pi_{в}^*$ составляет 1,65 ... 1,75, что близко к оптимальному $\pi_{в}^*$ при современном уровне газодинамического совершенства наружного контура и лобового сопротивления мотогондолы двигателя.

Для того чтобы обеспечить условие (9.19), необходимо иметь разные параметры потоков внутреннего и наружного контуров. Действительно, выражая $c_{сI}$ и $c_{сII}$ через приведенные скорости $\lambda_{сI}$ и $\lambda_{сII}$ и критические скорости звука, можно записать

$$c_{сI} = \lambda_{сI} \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_r^*}; \quad (9.25)$$

$$c_{сII} = \lambda_{сII} \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_{вн}^*}. \quad (9.26)$$



Температура газа за турбиной T_T^* всегда больше температуры воздуха перед соплом наружного контура. Если считать, что в обоих соплах расширение происходит до давления окружающей среды ($p_{сП} = p_{сП} = p_H$), то из выражений (9.25) и (9.26) следует, что давление p_T^* должно быть меньше, чем давление $p_{П}^* = p_{ВН}^* \sigma_{П}$, так как $\lambda_{сП}$ должно быть больше $\lambda_{сП}$. С увеличением $\pi_{В}^*$ отношение $p_{П}^*/p_T^*$ растёт.

Подводя итоги, следует отметить, что логическая последовательность действий по оптимизации параметров наружного контура ТРДД с раздельными соплами должна быть следующей.

1. Определяют скорость истечения из сопла наружного контура $c_{с опт а6с}$ в соответствии с выражением (9.24), как оптимальную для заданной скорости полета при известном уровне потерь в проточной части наружного контура.

Еще более точно эта скорость может быть определена по данным работы [22], где учитывается и внешнее сопротивление gondoly. Параметры внутреннего контура на эту скорость не влияют.

2. Определяют оптимальное соотношение между скоростями истечения наружного и внутреннего контуров по выражению (9.19), которое, как уже было отмечено, также не зависит от параметров рабочего процесса внутреннего контура, а является лишь функцией уровня потерь, связанных с передачей механической энергии внешнему контуру, т. е. величин $\eta_{Т.В.}$, $\eta_{В.}$, $\eta_{М.В.}$.

3. По определенной параметрами внутреннего контура величине свободной энергии $L_{св}$ находят значение степени двухконтурности m , обеспечивающее выполнение условий 1 и 2. Здесь необходимо подчеркнуть, что величина $L_{св}$ может быть любой, в том числе и оптимальной для выбранного соотношения основных параметров рабочего процесса T_T^* и $\pi_{к\Sigma}^*$ и уровня потерь во внутреннем контуре. В последнем случае оптимальными становятся все параметры рабочего процесса ТРДД ($\pi_{к\Sigma}^*$, T_T^* , $\pi_{В}^*$ и m).

ТРДД со смешением потоков

Смешение потоков приводит к тому, что перед реактивным соплом суммарный поток имеет равномерное распределение энергии по всей массе рабочего тела. Если процесс смешения происходил бы без потерь, то энергия суммарного потока должна была бы быть равной сумме энергий внутреннего и наружного потоков:

$$(G_{ВЛ} + G_{ВП}) c_{с2}^2/2 = G_{ВЛ} c_{с1}^2/2 + G_{ВП} c_{с1}^2/2. \quad (9.27)$$

Тяга сопла $P_{с.см}$ оказывается в этом случае больше суммы тяг сопел при раздельном истечении. В этом можно легко убедиться, если предположить для простоты, что полные давления обоих потоков перед смешением равны: $p_1^* = p_{П}^*$, следовательно, $\lambda_1 = \lambda_{П}$, так как при $\lambda < 1$ статические давления на выходе из смесителя тоже равны. В этом случае скорости истечения из обоих

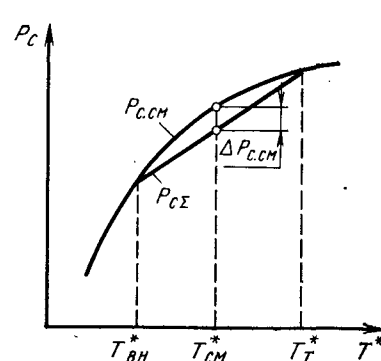


Рис. 9.10. Зависимость $P_{с\Sigma}$ и $P_{с.см}$ от температур газа T_T^* и воздуха $T_{ВН}^*$

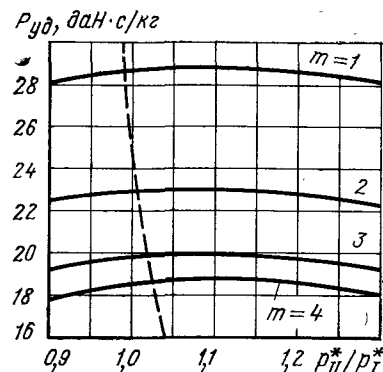


Рис. 9.11. Изменение удельной тяги ТРДД со смешением потоков в зависимости от отношения полных давлений при входе в камеру смешения $P_{П}^*/P_T^*$ для различных значений степени двухконтурности $m = 1 \dots 4$ ($H = 11$; $M_{П} = 0,8$, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$, $T_T^* = T_{Т опт}^*$)

контуров будут пропорциональны $\sqrt{T^*}$ в каждом потоке. Тогда при раздельном истечении суммарная тяга сопел $P_{с\Sigma}$ пропорциональна $G_{ВЛ} \sqrt{T_T^*} + G_{ВП} \sqrt{T_{ВН}^*}$ или $G_{ВЛ} (\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{ВН}^*})$. В случае смешения $P_{с.см} \approx G_{ВЛ} (1 + m) \sqrt{T_{см}^*}$. Согласно (9.12) $T_{см}^* \approx T_T^* + m T_{ВН}^*$, следовательно,

$$P_{с.см} \approx \sqrt{G_{ВЛ} (1 + m) (\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{ВН}^*})}.$$

Отношение

$$\begin{aligned} P_{с.см}/P_{с\Sigma} &= \bar{P}_{с.см} = \sqrt{\frac{(1 + m) (T_T^* + m T_{ВН}^*)}{(\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{ВН}^*})^2}} = \\ &= \sqrt{1 + \frac{m (\sqrt{T_T^*} - \sqrt{T_{ВН}^*})^2}{(\sqrt{T_T^*} + m \sqrt{T_{ВН}^*})^2}}. \end{aligned} \quad (9.28)$$

Выражение (9.28) показывает, что при $T_{ВН}^* \neq T_T^*$, $\bar{P}_{с.см} > 1$.

На рис. 9.10 на простом примере для $m = 1$, когда $T_{см}^* = \frac{T_T^* + T_{ВН}^*}{2}$, наглядно показана величина выигрыша $\Delta P_{с.см}$ при смешении потоков и его зависимость от разности $T_T^* - T_{ВН}^*$.

Расчеты показывают, что при современных уровнях значений $T_{ВН}^*$ и T_T^* , которые не должны заметно изменяться, и для перспективных ТРДДсм с более высокой T_T^* , но и более высокими $\pi_{к\Sigma}^*$, выигрыш в $\bar{P}_{с.см}$ составляет 1,5 ... 2,5 %, если потери на смешение будут малы. В условиях полета на $M_{П} = 0,8 \dots 0,85$, переходя от тяги сопла к тяге двигателя, можно ожидать увеличения последней на 1 ... 3 %. q_T не зависит от эффективности смешения,

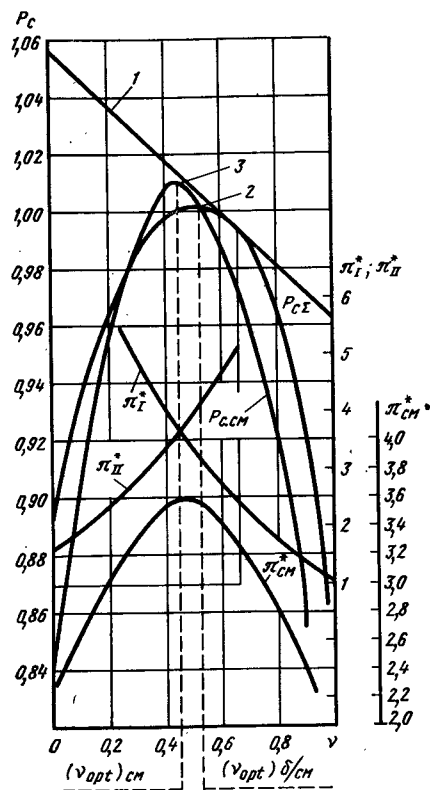


Рис. 9.12. Зависимость P_c и $P_{c,cm}$ от коэффициента отбора энергии в наружный контур $v = mL_{II}/L_{св}$

поэтому процент увеличения тяги за счет смещения в ТРДДсм равен проценту снижения удельного расхода топлива.

Очевидно, что в случае ТРДДсм принципы оптимизации распределения $L_{св}$ между контурами, применяемые для ТРДД с раздельными соплами, не могут быть использованы и необходим несколько иной подход к этому вопросу. В частности, надо учитывать уровень потерь, возникающих в процессе смещения. Эти потери должны возрастать при увеличении разности скоростей смешивающихся потоков. Кроме того, с ростом π_b^* при заданном m увеличивается доля $L_{св}$, передаваемая наружному контуру с соответствующими потерями энергии в турбине и

вентиляторе, оцениваемыми произведением $\eta_{т.в} \cdot \eta_{в.в} \cdot \eta_{м.в}$. Расчеты при разных m показывают, что оптимальное значение $p_{II}^*/p_I^* = p_{вн}^*/p_I^*$, при котором $p_{уд} = p_{уд \max}$, оказывается близким к единице (рис. 9.11), особенно при небольших значениях m . Реализация этого условия приводит к тому, что

$$\pi_{в \text{ opt см}}^* < \pi_{в \text{ opt}}^* \quad (9.29)$$

Влияние на $\pi_{в \text{ opt см}}^*$ и $\pi_{в \text{ opt}}^*$ относительной доли $L_{св}$, передаваемой наружному контуру, и потерь, связанных со смещением — v , показано на рис. 9.12.

При идеальном смешении с ростом $v = mL_{II}/L_{св}$ величина тяги сопла P_c монотонно падает (линия 1). При $\pi_{в \text{ opt}}^*$ (m и $L_{св}$ постоянны) в ТРДД без смещения $P_{c \max}$ и v_{opt} . Увеличение или уменьшение v нарушает условие оптимальности (9.19) или $c_{сII}/c_{сI} = \eta_{т.в} \eta_{в.в} \eta_{м.в}$ и, следовательно, приводит к снижению P_c .

В случае ТРДДсм условие оптимальности (9.19) не соответствует требованию минимальных потерь на смещение. Минимум получается при более низком значении π_b^* (точка 3). Одновременно уменьшаются потери при передаче энергии наружному контуру, так как уменьшение π_b^* при данном m уменьшает v . В результате

$v_{\text{opt см}}$ получается меньшим, чем v_{opt} . Отклонение v от $v_{\text{opt см}}$ вправо и влево приводит к росту потерь на смещение, но точка 3 ($P_{c \max см}$) лежит выше точки 2 ($P_{c \max}$). Изменение p_{II}^* и p_I^* по v , показанное на рис. 9.12, показывает, что $v_{\text{opt см}}$ соответствует $p_{II}^* \approx p_I^*$, а v_{opt} достигается при $p_{II}^* > p_I^*$ (см. 9.25 и 9.26).

Таким образом, для ТРДДсм условием оптимального распределения энергии между контурами является примерное равенство:

$$p_{II}^* \approx p_I^* \quad (9.30)$$

Это условие равносильно условию

$$\lambda_{II} \approx \lambda_I \quad (9.31)$$

9.5. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ТРДД

Расчет параметров ТРДД, как и ТРД, включает в себя определение давлений и температур в характерных сечениях проточной части двигателя. Исходные данные для расчета: тяга двигателя в заданных условиях полета (на высоте H и скорости полета V_{II}); суммарная степень повышения давления в компрессорах внутреннего контура $\pi_{кв}^*$; температура газа перед турбиной $T_{г}^*$; степень двухконтурности m , степень повышения давления в вентиляторе π_b^* . Расчет по параметрам заторможенного потока при постоянных величинах показателей адиабаты в процессах сжатия и расширения можно провести в такой последовательности.

ТРДД с раздельными контурами

Параметры воздуха перед вентилятором T_b^* , p_b^* определяются таким же образом, как для ТРД (см. гл. 7).

Температура воздуха за вентилятором

$$T_{вн}^* = T_b^* \left(1 + \frac{\left(\pi_b^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)}{\eta_b} \right) = T_b^* \tau_b \quad (9.32)$$

Величина π_b^* при заданных исходных данных определяется в соответствии с оптимальным распределением свободной энергии между контурами ТРДД (см. разд. 9.4). При этом необходимо учитывать, что некоторое снижение π_b^* относительно его оптимального значения при малых m слабо влияет на $P_{уд}$ и $c_{уд}$, но может уменьшить массу двигателя. КПД вентилятора может быть принят равным $\eta_b = 0,85 \dots 0,87$. Давление воздуха за вентилятором $p_{вн}^* = p_b^* \pi_b^*$.

Скорость истечения воздуха из реактивного сопла наружного контура при полном расширении

$$c_{сII} = \varphi_{сII} \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_{вн}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{сII}^* \frac{k-1}{k}} \right)} \quad (9.33)$$

Степень понижения давления в реактивном сопле наружного контура

$$\pi_{сн}^* = \frac{p_{вн}^*}{p_n} \sigma_{II}. \quad (9.34)$$

Здесь $\varphi_{сн} = 0,96 \dots 0,98$; $\sigma_{II} = 0,94 \dots 0,99$.

Температура воздуха за компрессором внутреннего контура

$$T_k^* = T_b^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{к\Sigma}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)}{\eta_{к\Sigma}} \right) = T_b^* \tau_{к\Sigma}. \quad (9.35)$$

Давление воздуха за компрессором внутреннего контура $p_k^* = p_b^* \pi_{к\Sigma}^*$. (9.36)

В том случае, когда заданы величины $\pi_{кнд}^*$, $\pi_{квд}^*$, $\eta_{кнд}$ и $\eta_{квд}$, (трехвальный двигатель), определяются последовательно значения

$$T_{кнд}^* = T_{вн}^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{кнд}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)}{\eta_{кнд}} \right) = T_{вн}^* \tau_{кнд}, \quad (9.37)$$

$$T_k^* = T_{кнд}^* \left(1 + \frac{\left(\pi_{квд}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)}{\eta_{квд}} \right) = T_{кнд}^* \tau_{квд}, \quad (9.38)$$

$$p_k^* = p_{вн}^* \pi_{кнд}^* \pi_{квд}^*. \quad (9.39)$$

Величины η_k , $\eta_{кнд}$ и $\eta_{квд}$ в расчетных условиях принимаются в соответствии с рекомендациями гл. 4.

Определяется относительный расход топлива в камере сгорания двигателя q_T (по величинам T_T^* и T_k^*) и полное давление газа перед турбиной:

$$p_T^* = p_k^* \sigma_{к.с.}, \quad (9.40)$$

где $\sigma_{к.с.} = 0,95 \dots 0,96$ учитывает потери полного давления, вызванные гидравлическими сопротивлениями и подводом тепла в камере сгорания.

Температура газа за турбиной высокого давления определяется из условия равенства мощностей компрессора и турбины высокого давления (см. уравнения 7.26 и 7.28).

Температура газа за турбинами низкого давления и вентилятора T_T^* определяется из условия равенства мощностей турбин с одной стороны и вентилятора с компрессором низкого давления — с другой:

$$(1+m)L_b + L_{кнд} = [(1+q_T)(1-\delta_{отб})](L_{Тнд}\eta_m + L_{Т.в}\eta_{м.в}). \quad (9.41)$$

В уравнении (9.41) η_m и $\eta_{м.в}$ учитывают механические потери роторов низкого давления и вентилятора ($\eta_{мнд} = \eta_{м.в} \approx 0,995$), а

$$L_{Тнд} + L_{Т.в} = \frac{k_T}{k_T-1} R_T (T_{Твд}^* - T_T^*). \quad (9.42)$$

В том случае, когда заданы $\pi_{к\Sigma}^*$, $\eta_{к\Sigma}$ и η_T , температура газа за турбиной находится из уравнения баланса мощностей, затрачиваемых на сжатие воздуха в обоих контурах, и мощности турбин, имеющего вид:

$$L_{к\Sigma} + mL_b = \frac{k_T}{k_T-1} R_T (1+q_T)(1-\delta_{отб})(T_T^* - T_{Т}^*) \eta_m, \quad (9.43)$$

где η_m — суммарный механический КПД.

По известным величинам T_T^* , $T_{Т}^*$ и η_T определяется суммарная степень понижения давления в турбине π_T^* ($\eta_T = 0,915 \dots 0,925$, $\eta_m = 0,99$).

Скорость истечения газа из реактивного сопла внутреннего контура при полном расширении определяется по формуле, аналогичной формуле (7.32).

Коэффициент скорости реактивного сопла $\varphi_{сн}$ изменяется в узких пределах ($\varphi_{сн} = 0,975 \dots 0,98$).

ТРДД со смешением потоков контуров

В начале процесса смешения должны быть известны параметры газа (T_T^* , p_T^* , λ_T) и воздуха ($T_{вн}^*$, p_{II}^* , λ_{II}) непосредственно перед смешением. В случае дозвуковых скоростей на выходе из смесителя, что характерно для ТРДД со смешением потоков, статические давления в начале участка смешения (p_T и p_{II}) равны между собой. Это выражается соотношением

$$p_T \pi^* (\lambda_T) = p_{II} \pi^* (\lambda_{II}). \quad (9.44)$$

В сечении «см» за смесительным устройством, где процесс смешения предполагается полностью законченным и, следовательно, принимаются равномерными поля температур, давлений и скоростей потока, параметры потока могут быть определены с помощью уравнений энергии, неразрывности и импульсов (9.9, 9.10, 9.11).

Скорость истечения из общего сопла определяется по формуле (9.8), тяга и удельная тяга — по формулам (9.13) и (9.14) или (1.41), (1.48), (1.49).

Удельный расход топлива определяется по формуле (9.7).

9.6. ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ

РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА n И m_{II} НА УДЕЛЬНУЮ ТЯГУ И УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА ТРДД

Влияние основных параметров рабочего процесса внутреннего контура двигателя ($\pi_{к\Sigma}^*$ и T_T^*) на $P_{уд}$ и $c_{уд}$ иллюстрируется рис. 9.13.

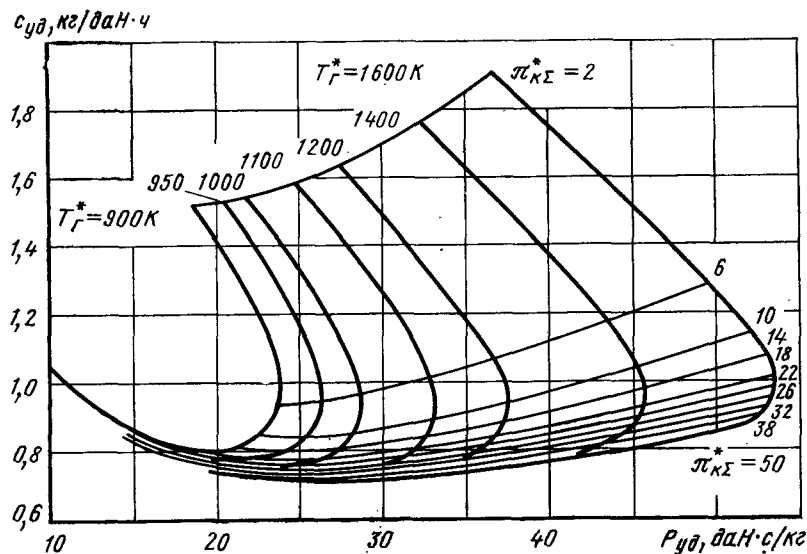


Рис. 9.13. Зависимость удельного расхода топлива и удельной тяги ТРДД от величин $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_g^* ($M_n = 0,8$, $H = 11$ км, $m = 1$, $\pi_{в}^* = \pi_{в\text{opt}}^*$)

При $T_g^* = \text{const}$ и $m = \text{const}$ увеличение $\pi_{к\Sigma}^*$, как и в обычном ТРД, приводит вначале к некоторому увеличению удельной тяги $P_{уд}$, а затем, после достижения $P_{уд\text{max}}$, — к ее монотонному уменьшению.

Абсолютные значения $P_{уд}$ в ТРДД меньше, чем в ТРД, в связи с тем, что к потоку воздуха в наружном контуре тепло не подводится. Например, в рассматриваемых условиях (см. рис. 9.13) при $\pi_{к\Sigma}^* = 22$, $m = 1$ и $T_g^* = 1400$ К; $P_{уд} = 45$ даН·с/кг, в то время как у соответствующего ТРД в этих условиях $P_{уд} = 80$ даН·с/кг.

Оптимальные величины $\pi_{к\Sigma}^*$ по $P_{уд}$, как и в обычном ТРД, возрастают при увеличении температуры газа перед турбиной. Так, например, как видно из графиков на рис. 9.13, изменению T_g^* от 900 до 1400 К в рассматриваемых условиях соответствует увеличение оптимальной суммарной степени повышения давления $\pi_{к\Sigma\text{opt}}^*$ от 6 до 14.

В ТРДД, как и в ТРД, существует так называемая экономическая величина $\pi_{к\Sigma}^*$, при которой достигается минимальное значение $c_{уд}$. Это объясняется различным характером изменения в зависимости от $\pi_{к\Sigma}^*$ эффективного и полетного КПД двигателя.

Экономическая степень повышения давления в компрессоре внутреннего контура, как и в ТРД, больше оптимальной по $P_{уд}$.

Экономическая величина $\pi_{к\Sigma}^*$ увеличивается по мере роста T_g^* . В рассматриваемом примере при $T_g^* = 900$ К $\pi_{к\Sigma\text{эк}}^* = 14$, а при $T_g^* = 1000$ К $\pi_{к\Sigma\text{эк}}^* = 26$.

На рис. 9.14 показано изменение коэффициентов полезного действия ТРД (1), ТРДД (2) и ТВД (3) в зависимости от $\pi_{к\Sigma}^*$ (π_k^*) при $T_g^* = \text{const}$. Максимальное значение эффективного КПД η_e достигается при π_k^* большей, чем $\pi_{к\Sigma}^*$, при которой полетный КПД η_n имеет минимальное значение, а величина $L_{св}$ — наибольшее.

В общем случае полетный КПД ТРДД больше, чем у ТРД. Однако его изменение по $\pi_{к\Sigma}^*$ является более пологим, чем в ТРД, вследствие малых скоростей истечения из реактивных сопел. Поэтому его влияние на $\pi_{к\Sigma}^*$ оказывается меньшим, чем в ТРД. По этой причине максимальное значение общего КПД η_o в ТРДД достигается при меньших, чем в ТРД, величинах $\pi_{к\Sigma}^*$. В ТВД величина η_n еще более слабо зависит от π_k^* . Поэтому η_o имеет максимум при еще меньших значениях π_k^* .

При $\pi_{к\Sigma}^* = \text{const}$ и $m = \text{const}$ увеличение T_g^* вызывает возрастание удельной тяги ТРДД. Так, например, при $\pi_{к\Sigma}^* = 20$ и $m = 1$ увеличение температуры газа перед турбиной T_g^* с 900 до 1600 К приводит к возрастанию $P_{уд}$ в три раза.

При $\pi_{к\Sigma}^* = \text{const}$ и $m = \text{const}$ удельный расход топлива ТРДД достигает своего минимального значения при некоторой величине температуры газа перед турбиной ($T_{г.эк}^*$). Существование указанного минимума $c_{уд}$ по T_g^* объясняется, как и в ТРД, влиянием полетного КПД, который уменьшается при увеличении T_g^* , и эффективного КПД, который при низких T_g^* растет интенсивно, а при высоких T_g^* — относительно слабо.

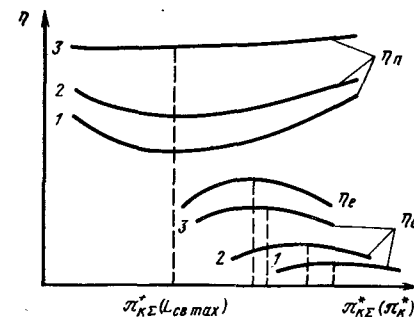


Рис. 9.14. Зависимость коэффициентов полезного действия двигателя от величины $\pi_{к\Sigma}^*$ (π_k^*)

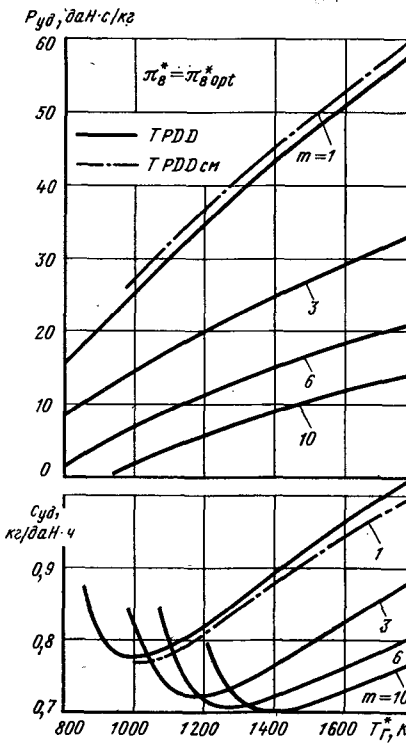


Рис. 9.15. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от T_g^* и m ($M_n = 0,8$; $H = 11$ км; $\pi_{к\Sigma}^* = 20$)

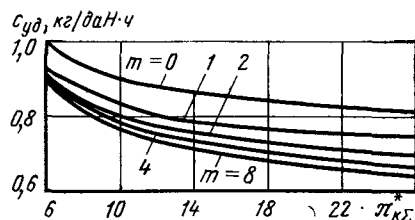


Рис. 9.16. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от величин $\pi_{кΣ}^*$ и m ($M_{ц} = 0,8$, $H = 11$ км)

Вследствие более слабого, чем в ТРД, влияния температуры газа перед турбиной на величину полетного КПД мини-

мальная величина $c_{уд}$ в ТРДД достигается в области более высоких температур газа перед турбиной, причем величина $T_{г.эк}^*$ тем больше, чем больше значение степени двухконтурности. Так, например, при $M_{ц} = 0,8$; $H = 11$ км; $\pi_{кΣ}^* = 20$ (рис. 9.15) $T_{г.эк}^* = 870 \dots 900$ К в ТРД, 1000 К в ТРДД при $m = 1$, 1200 К при $m = 3$, 1300 К при $m = 6$ и 1400 К при $m = 10$. Одновременно повышение m и $\pi_{кΣ}^*$ приводит, естественно, к еще большему увеличению $T_{г.эк}^*$. Так, например, при $\pi_{кΣ}^* = 25 \dots 30$ и $m = 8 \dots 10$ $T_{г.эк}^* = 1400 \dots 1500$ К. Реализация увеличенной экономической величины $T_{г.эк}^*$ связана с необходимостью создания эффективной системы охлаждения турбины для обеспечения большого ресурса и высокой надежности ТРДД с большой степенью двухконтурности. Выбор величины степени двухконтурности оказывает существенное влияние на удельные параметры ТРДД.

Удельная тяга двухконтурного двигателя заметно уменьшается при возрастании m . Например, при $T_{г.эк}^* = 1400$ К и $\pi_{кΣ}^* = 20$, в условиях полета с $M_{ц} = 0,8$ при $H = 11$ км удельная тяга ТРД равна 80,5 даН·с/кг, в то время как в ТРДД при $m = 1$; 3; 6 и 10 удельные тяги равны соответственно 43,4; 42,5; 31,5 и 9 даН·с/кг. Удельная тяга двигателя уменьшается при этом вследствие уменьшения количества тепла, подведенного к 1 кг рабочего тела.

На рис. 9.16 представлено изменение $c_{уд}$ по $\pi_{кΣ}^*$ и m в условиях полета при $M_{ц} = 0,8$ и $H = 11$ км. Величины $T_{г.эк}^*$ и $\pi_{в.опт}^*$ при этом выбраны равными их оптимальным по экономичности значениям ($T_{г.эк}^*$, $\pi_{в.опт}^*$).

Из рисунка видно, что повышение степени двухконтурности является наиболее эффективным способом значительного повышения экономичности двигателя. Так, например, при $\pi_{кΣ}^* = 25$ переход от ТРД к ТРДД с $m = 8$ приводит к снижению $c_{уд}$ с 0,82 до 0,64 кг/даН·ч, т. е. на 22 %.

Повышение $\pi_{кΣ}^*$ также позволяет существенно улучшить экономичность ТРДД, в особенности, в области умеренных значений $\pi_{кΣ}^*$. Например, при $m = 2$ повышение $\pi_{кΣ}^*$ от 10 до 20 приводит к снижению $c_{уд}$ от 0,87 до 0,72 кг/даН·ч, т. е. на 10 %. В области больших $\pi_{кΣ}^*$ ее изменение влияет на экономичность ТРДД слабее. В рассматриваемом примере повышение $\pi_{кΣ}^*$ с 20 до 26 уменьшает $c_{уд}$ только на 3 %.

Повышение m более эффективно в области больших $\pi_{кΣ}^*$. Указанная зависимость объясняется сдвигом максимума вели-

чины общего коэффициента полезного действия при увеличении m в область больших значений $\pi_{кΣ}^*$ вследствие возрастания $T_{г.эк}^*$.

Одновременное повышение m и $\pi_{кΣ}^*$, сопровождаемое увеличением $T_{г.эк}^*$, позволяет наиболее эффективным образом повышать экономичность двигателя.

9.7. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА НА УДЕЛЬНЫЙ ВЕС И ДИАМЕТР МИДЕЛЕВОГО СЕЧЕНИЯ ТРДД

Выбор основных параметров ТРДД должен производиться не только с учетом влияния этих параметров на $P_{уд}$ и $c_{уд}$, но также и с учетом их влияния на удельный вес двигателя.

Наиболее распространенной характеристикой весового совершенства ТРДД, как и ТРД, является его удельный вес по тяге в условиях взлета ($H = 0$, $M_{ц} = 0$) $\gamma_{дв} = \frac{M_{дв}g}{P_0}$.

ТРДД может характеризоваться также и относительными массами, представляющими собой отношение массы двигателя к расходу воздуха в условиях взлета, проходящего через двигатель:

$$\mu_{дво} = \frac{M_{дв}}{G_{в0}} = \frac{gM_{дв}}{gP_0} \frac{P_0}{G_{в0}} = \frac{\gamma_{дв}}{g} P_{уд0}. \quad (9.45)$$

Поскольку величина $P_{уд0}$ зависит только от параметров рабочего процесса и коэффициентов полезного действия элементов двигателя, то по существу величины $\mu_{дво}$ и $\gamma_{дв}$ являются взаимосвязанными массовыми характеристиками.

Масса двигателя зависит не только от параметров рабочего процесса двигателя и газодинамического совершенства его элементов, но также и от его конструктивного и технологического совершенства, применяемых материалов, запасов прочности, назначения двигателя, условий его эксплуатации, размерности и других факторов. Вследствие этого, масса двигателя может быть определена достаточно точно только после разработки его конструкции. На практике часто прибегают к приближенным способам определения массы ТРДД. Один из таких способов основан на использовании статистических данных близких по указанным выше факторам двигателей, которые, однако, отличаются основными параметрами рабочего процесса ($\pi_{кΣ0}^*$, $T_{г0}^*$, m_0 , $\pi_{в0}^*$).

Статистические зависимости для определения массы ТРДД могут быть получены различными путями. При этом приходится вводить необходимые приближенные предположения, учитывающие качественное влияние параметров рабочего процесса на массу основных элементов двигателя.

Может быть предложен, например, следующий способ обобщения статистики масс ТРДД. Массу двигателя можно условно разделить на массу его основных элементов, относя к ним также

массы соответствующих корпусов, элементов трансмиссии и систем двигателя:

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{к}\Sigma} + M_{\text{т. к}\Sigma} + M_{\text{вн}} + M_{\text{т. вн}}.$$

Здесь $M_{\text{дв}}$ — масса двигателя; $M_{\text{к}\Sigma}$ — масса элементов вентилятора и компрессоров, обеспечивающих получение $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ во внутреннем контуре двигателя; $M_{\text{т. к}\Sigma}$ — масса элементов турбины, обеспечивающих получение $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ в потоке воздуха, идущем через внутренний контур двигателя; $M_{\text{вн}}$ — масса элементов вентилятора, создающих степень повышения давления $\pi_{\text{в}}^*$ в потоке воздуха через наружный контур двигателя; $M_{\text{т. вн}}$ — масса элементов турбины, обеспечивающей привод вентилятора, создающего в наружном контуре степень повышения давления $\pi_{\text{в}}^*$.

В дальнейшем условно принимается масса каждого из указанных элементов двигателя пропорциональной произведению расхода воздуха на работу (в условиях взлета):

$$M_{\text{к}\Sigma} = \text{const}_1 G_{\text{в}\text{ИО}} \left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right),$$

$$M_{\text{т. к}\Sigma} = \text{const}_2 G_{\text{в}\text{ИО}} \left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right),$$

$$M_{\text{вн}} = \text{const}_3 m_0 G_{\text{в}\text{ИО}} \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right),$$

$$M_{\text{т. вн}} = \text{const}_4 m_0 G_{\text{в}\text{ИО}} \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right).$$

Отсюда следует, что

$$\begin{aligned} \mu_{\text{дв}\text{ИО}} &= \frac{M_{\text{дв}}}{G_{\text{в}\text{ИО}}} = \text{const}_1 \left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) + \\ &+ \text{const}_2 \left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) + \text{const}_3 m_0 \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) + \\ &+ \text{const}_4 m_0 \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right). \end{aligned}$$

Принимая величины констант и показателей постоянными, получим

$$\mu_{\text{дв}\text{ИО}} = f \left[\left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) + m_0 \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right]. \quad (9.46)$$

Зависимость (9.46) показывает, что при принятых предположениях относительную массу ТРДД $\mu_{\text{дв}\text{ИО}}$ приближенно можно рассматривать как функцию суммы двух параметров:

$$\left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \text{ и } m_0 \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right).$$

На рис. 9.17 приведены результаты обработки статистических данных по массам современных дозвуковых ТРДД.

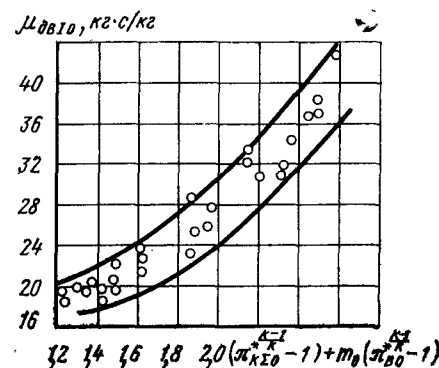


Рис. 9.17. Зависимость относительной массы ТРДД от параметра

$$\left(\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) + m_0 \left(\pi_{\text{в} 0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right)$$

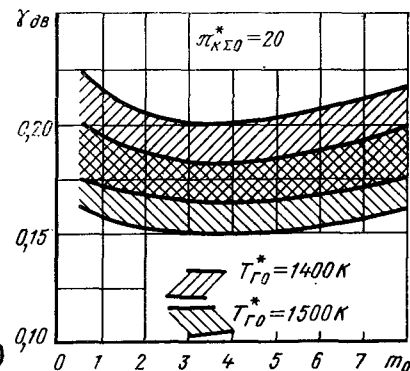


Рис. 9.18. Зависимость удельного веса ТРДД от величин m_0 и T_g^*

На основании данных на рис. 9.17 можно построить приближенную статистическую зависимость удельного веса двигателя от величины степени двухконтурности при фиксированных значениях температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления в компрессоре (рис. 9.18). Удельный вес двигателя имеет слабый минимум при $m_0 = 3 \dots 5$.

При увеличении T_g^* $\gamma_{\text{дв}}$ уменьшается из-за увеличения значения $P_{\text{уд}}$.

Влияние суммарной степени повышения давления в компрессоре на удельный вес двигателя иллюстрируется рис. 9.19. По мере увеличения $\pi_{\text{к}\Sigma 0}^*$ удельный вес двигателя возрастает из-за увеличения относительной массы двигателя. Влияние $\pi_{\text{к}\Sigma 0}^*$ на удельный вес двигателя тем сильнее, чем меньше степень двухконтурности. Графики на рис. 9.17, 9.18 и 9.19 носят условный характер в соответствии с принятой методикой обработки статистических данных.

Вследствие уменьшения удельной тяги при увеличении m диаметр миделевого сечения ТРДД (вентилятора) увеличивается. Так, например, при $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$, $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 25$ и $P = 4000$ даН увеличение m от 1 до 8 приводит к увеличению диаметра вентилятора на 39 %.

Увеличение диаметра вентилятора приведет к увеличению сопротивления двигателя в полете

$$\Delta P = c_x \rho_{\text{н}} \Delta F_{\text{мид}} \frac{V_{\text{п}}^2}{2}.$$

При установке gondoly двигателя на пилоне величина c_x gondoly при увеличении m не сохраняется постоянной. Типичный характер изменения сопротивления gondoly, отнесенного к внутренней тяге ТРДД при $M_{\text{п}} = 0,8$; $H = 11$ км, показан на

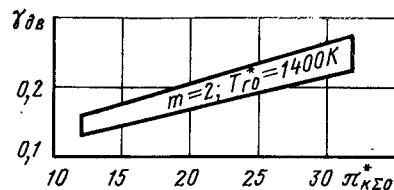


Рис. 9.19. Зависимость удельного веса ТРДД от величины $\pi_{к0}^*$

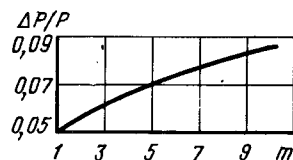


Рис. 9.20. Изменение сопротивления гондолы ТРДД, отнесенного к внутренней тяге, в зависимости от величины m ($M_{п} = 0,8$, $H = 11$ км)

рис. 9.20. При $m = 5 \dots 8$ указанное сопротивление составляет $\bar{P} = 0,07 \dots 0,08$, т. е. 7 ... 8 % внутренней тяги двигателя.

Для уменьшения сопротивления двигателя в полете ТРДД с большой степенью двухконтурности выполняются с коротким наружным контуром и соответственно с укороченной гондолой. Малая длина наружного контура двигателя за вентилятором позволяет также повысить коэффициент восстановления полного давления в наружном контуре.

9.8. МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ И ДРОССЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ ТРДД

В качестве исходных данных должны быть известны параметры рабочего процесса на расчетном режиме, т. е. на выбранном режиме, для которого в соответствии с разд. 9.5 настоящей главы рассчитываются по заданной тяге расход воздуха и основные размеры характерных сечений двигателя. Как и в случае ТРД, расчет начинается с построения линий рабочих режимов (ЛРР) на характеристиках компрессоров, число которых определяется выбранной схемой ТРДД. Так, в двухвальном ТРДД их будет три, а в одновальном ТРДД их будет два. Естественно, в расчетной точке значения $\pi_{к\Sigma}^*$, $q(\lambda)$ и η_k принимаются не произвольными, а взаимно увязанными в соответствии с характеристикой компрессора каждого каскада.

В некоторых схемах, чаще всего в схемах с одновальным газогенератором, применяются «прицепные» ступени, расположенные в потоке внутреннего контура непосредственно за вентилятором и приводящиеся турбиной вентилятора, что обуславливает низкую окружную скорость, характерную для работы этих ступеней. Основное назначение «прицепных» ступеней в двигателях с большой степенью двухконтурности заключается в том, чтобы компенсировать снижение π_b^* в комлевых сечениях вентилятора, где для сохранения высокого КПД при пониженном значении окружной скорости приходится уменьшать коэффициент H_T в сравнении с его величиной, которая была бы необходима для сохранения постоянного затраченного напора по всей высоте лопатки вентилятора. Число «прицепных» ступеней бывает равным 1 ... 5, т. е.

в потоке внутреннего контура вентилятор становится двух—шестиступенчатым. Число ступеней уточняется при оптимизации распределения срабатываемого теплоперепада между турбинами газогенератора и вентилятора.

Характеристики всех компрессоров должны выбираться с учетом предполагаемого диапазона изменения режимов по ЛРР, который всегда расширяется при переходе от каскадов высокого к каскадам низкого давления. Наиболее широкий диапазон режимов, как правило, имеет вентилятор.

Зная общие закономерности, целесообразно при выборе характеристик каскадов и расчетных точек на них, учитывать предполагаемую взаимозависимость ЛРР и границы устойчивости, особенно, если ожидаются докритические перепады давлений в сопле, так как в этом случае, как известно, ЛРР расслаивается при изменении $M_{п}$, приближаясь к границе устойчивости на малых скоростях. Неучет взаимозависимости ЛРР и границы устойчивости может привести к снижению запасов устойчивости ΔK_y до недопустимых величин, что потребует изменения положения исходной расчетной точки на характеристике компрессора и соответственно положения всей ЛРР.

Построение линии рабочих режимов

Линии рабочих режимов одновального или двухвального газогенератора строятся в соответствии с рекомендациями гл. 8 для одновального и двухвального ТРД. Поскольку за турбиной газогенератора располагается турбина вентилятора с нерегулируемым сопловым аппаратом, условия работы газогенератора ТРДД соответствуют случаю работы ТРД с нерегулируемым соплом ($F_{с.кр} = \text{const}$), но при еще более широком диапазоне режимов, для которых сохраняется $q(\lambda)_{с.а.сг} = \text{const}$. Это позволяет в том же диапазоне режимов считать $\pi_{т.к}^* = \text{const}$, а $L_{т.к} \approx T_{г}^*$.

Построив ЛРР одновального газогенератора или взаимоувязанные ЛРР КВД и КНД двухвального газогенератора по рекомендациям гл. 8, переходим к построению ЛРР вентилятора, имея в виду, что если в соплах или хотя бы в одном из них на некоторых режимах могут быть докритические перепады, ЛРР расслаивается в зависимости от $M_{п}$.

Для построения ЛРР вентилятора воспользуемся методом, изложенным в работе [20].

Поскольку положение ЛРР не зависит от величин p_b^* и T_b^* , в качестве опорного давления и температуры удобнее всего принимать условия $H = 0$ и $M_{п} = 0$, т. е. $p_b^* = p_0 = 1,013 \cdot 10^5$ Па и $T_b^* = T_0 = 288$ К.

В этом случае значения давлений и температур, определяемые в процессе расчета, отнесенные к опорным значениям p_b^* и T_b^* , можно рассматривать как приведенные к атмосферным условиям.

Для определения степени расширения в сопле при $M_{II} > 0$ нужно воспользоваться формулой $\pi_{с II}^* = \frac{\pi_{с вх}^*}{\pi(\lambda_{с II})}$, где $\lambda_{с II}$ соответствует $M_{с II}$, а $\sigma_{вх}$ можно принимать равным 0,98 ... 0,99 в интервале скоростей $M_{с II} = 0,3 \dots 0,85$.

Задаваясь несколькими значениями $\pi_{с II}^*$, для каждого из них находят:

1. Давление за вентилятором

$$p_{вн}^* = p_{с II}^* \pi_{с II}^* = 1,013 \cdot 10^5 \cdot \pi_{с II}^*.$$

2. Отношение температуры конца сжатия в вентиляторе к начальной

$$\tau_{в} = \frac{T_{вн}^*}{T_{с II}^*} = 1 + \frac{\pi_{с II}^{*k} - 1}{\eta_{в} k}.$$

3. Температуру конца сжатия в вентиляторе

$$T_{вн}^* = T_{с II}^* \tau_{в} = 288 T_{с II}^*.$$

4. Работу сжатия в вентиляторе

$$L_{в} = \frac{k}{k-1} R T_{с II}^* \left(\pi_{с II}^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{в}}.$$

5. Располагаемую степень расширения в сопле наружного контура

$$\pi_{с II} = p_{с II}^* \sigma_{с II} / (1,013 \cdot 10^5 \pi(\lambda_{с II})),$$

откуда

$$\pi^*(\lambda_{с II}) = 1 / \pi_{с II}^*.$$

6. $\lambda_{с II s}$ и $\lambda_{с II} = \lambda_{с II s} \varphi_{с II}$ по $\pi(\lambda_{с II s})$.

7. Расход воздуха через наружный контур

$$G_{с II} = m_{кр} \frac{p_{с II}^* \sigma_{с II} F_{с II кр} q(\lambda_{с II})_{кр}}{\sqrt{T_{с II}^*}}.$$

Здесь $F_{с II кр}$ определяется по расчетному режиму; а $\sigma_{с II}$ — из выражения $\sigma_{с II} = \frac{\pi(\lambda_{с II s})}{\pi(\lambda_{с II})}$. Если $\lambda_{с II} > 1$, то $\sigma_{с II} = \frac{\pi(1,0)}{\pi(\varphi_{с II})}$, а $q(\lambda_{с II})_{кр} = 1,0$.

8. Суммарный расход воздуха $G_{с} = G_{с II} + G_{с I}$.

9. Расход воздуха через внутренний контур $G_{вн} = G_{с} - G_{с II}$ или $G_{вн} = m_{кр} \frac{p_{вн}^* q(\lambda_{вн})_{гг} F_{вн гг} \sigma_{вх гг}}{\sqrt{T_{вн}^*}}$, где $F_{гг}$ и $q(\lambda_{вн})_{гг}$ — площадь и приведенный расход на входе в газогенератор, откуда $m = \frac{G_{вн}}{G_{с I}} = \text{const} \frac{q(\lambda_{с II})_{кр}}{q(\lambda_{вн})_{гг}}$.

10. Приведенный расход на входе в каскад низкого давления газогенератора для трехвальной схемы ТРДД или в компрессор газогенератора ТРДД двухвальной схемы

$$G_{КНД пр} = G_{с I} \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_{вн}^* \sigma_{вх гг}} \sqrt{\frac{T_{вн}^*}{288}} = \text{const} \frac{\sqrt{T_{вн}^*}}{p_{вн}^*} G_{с I},$$

где $\sigma_{вх гг}$ — коэффициент восстановления полного давления на входе в газогенератор, учитывающий потери полного давления в канале между вентилятором и компрессором низкого давления.

В зависимости от длины и формы канала $\sigma_{вх гг}$ может составлять 0,985 ... 0,95.

11. $\pi_{КНД пр}$, $\pi_{КНД}$ и $\eta_{КНД}$ по полученному значению $G_{КНД пр}$ на уже имеющейся ЛРР КНД.

12. Давление за КНД ТРДД трехвальной схемы:

$$p_{КНД}^* = p_{вн}^* \sigma_{вх гг} \pi_{КНД}^*.$$

13. Отношение температур на выходе и входе в КНД:

$$\tau_{КНД} = \frac{T_{КНД}^*}{T_{вн}^*} = 1 + \frac{\pi_{КНД}^{*k} - 1}{\eta_{КНД} k}.$$

14. Температуру за КНД, равную температуре входа в КВД,

$$T_{КНД}^* = T_{вн}^* \tau_{КНД}.$$

15. Приведенный расход воздуха на входе в КВД

$$G_{КВД пр} = G_{с I} \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_{КНД}^* \sigma_{вх вд}} \sqrt{\frac{T_{КНД}^*}{288}} = \text{const} \frac{G_{с I} \sqrt{T_{КНД}^*}}{p_{КНД}^*},$$

где $\sigma_{вх вд}$ — коэффициент восстановления полного давления на входе в КВД, $\sigma_{вх вд} = 0,99 \dots 0,97$.

16. $\pi_{пр вд}$, $\pi_{КВД}$ и $\eta_{КВД}$ по полученному значению $G_{КВД пр}$ на уже имеющейся ЛРР КВД.

17. Давление за компрессором газогенератора

$$p_{к}^* = p_{КНД}^* \sigma_{вх вд} \pi_{КВД}^*.$$

18. Отношение температур на выходе и входе в КВД

$$\tau_{КВД} = \frac{T_{к}^*}{T_{КНД}^*} = 1 + \frac{\pi_{КВД}^{*k} - 1}{\eta_{КВД} k}.$$

19. Температуру за компрессором газогенератора

$$T_{к}^* = T_{КНД}^* \tau_{КВД}.$$

20. Давление перед турбиной:

$$p_{г}^* = p_{к}^* \sigma_{к с}.$$

21. Температуру за турбинами газогенератора (поскольку $\pi_{твд}^* = \text{const}$ и $\pi_{тнд}^* = \text{const}$) $T_{т.к}^* = T_{г}^* \text{const}$, где const определяется на расчетном режиме, а $T_{г}^*$ — в соответствующей точке ЛРР.

22. Работу турбины вентилятора (из баланса работ):

$$L_{т.в} = \text{const } L_{в} (1 + m).$$

23. Температуру за турбиной вентилятора

$$T_{т}^* = T_{т.к}^* - \frac{L_{т.в}}{\frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г}}.$$

24. Степень расширения в турбине вентилятора (по температурам на входе и на выходе из нее)

$$\pi_{т.в}^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{T_{т.к}^* - T_{т}^*}{\eta_{тв}}\right)^{\frac{k_{г}}{k_{г}-1}}}.$$

25. Давление за турбиной

$$p_{т}^* = p_{г}^* / (\pi_{твд}^* \pi_{тнд}^* \pi_{т.в}^*) = p_{г}^* / (\pi_{тв}^* \text{const}).$$

Постоянные значения $\pi_{тнд}^*$ и $\pi_{твд}^*$ находятся на расчетном режиме.

26. Располагаемую степень расширения в сопле внутреннего контура

$$\pi_{с.р.1}^* = \frac{p_{г}^* \sigma_{с1} \sigma_{вх}}{1,03 \cdot 10^5 \pi (\lambda_{с1})}.$$

27. $\pi_{с1}^*$, $\lambda_{с1}$ и $\lambda_{с1}$, повторяя расчеты по пп. 5, 6, но для потока внутреннего контура.

28.

$$F_{с1кр} = \frac{G_{с1} \sqrt{T_{г}^*}}{m_{кр} p_{г}^* \sigma_{с1} q (\lambda_{с1})_{кр}}.$$

В отличие от п. 7, где по известному значению $F_{с1кр}$ определяли расход воздуха через наружный контур, для внутреннего контура решается обратная задача — $F_{с1кр}$ находят по известному $G_{в1}$. Здесь, как и для истечения из наружного контура, величины $\sigma_{с1}$ и q ($\lambda_{с1}$) находятся в зависимости от величины $\lambda_{с1} \geq 1$ (см. п. 7).

Полученные значения $F_{с1кр}$ в зависимости от заданных величин $\pi_{в}^*$ сравниваются с $F_{с1кр}$, полученным на расчетном режиме, откуда находится рабочая точка на характеристике вентилятора.

Законы регулирования

Как и для ТРД с нерегулируемым соплом, для ТРДД со смещением потоков или с отдельными соплами применяются законы регулирования $T_{г}^* = \text{const}$ или $n = \text{const}$. Если ТРДД

трехвальный, то может быть принят закон $n = \text{const}$ любого из трех роторов, для двухвального ТРДД таких законов может быть два — $n_{в} = \text{const}$ и $n_{н} = \text{const}$. Могут быть применены и другие законы, например, $n_{пр} = \text{const}$.

Каждый из возможных законов регулирования имеет свои преимущества, недостатки и ограничения. Поэтому иногда применяются несколько законов с последующим переходом от одного к другому для различных участков высотно-скоростных характеристик (ВСХ).

Для того чтобы выбрать наиболее целесообразную комбинацию законов регулирования, необходимо провести расчет ВСХ для каждого из них в широком диапазоне $V_{п}$ и H , а затем, сопоставляя с требованиями ЛА, выбирать диапазон применения и последовательность перехода от одного к другому.

ВСХ зависят не только от законов регулирования, но и от параметров рабочего процесса, которые тоже должны быть оптимизированы для заданного летательного аппарата. Эта задача наиболее эффективно решается в системах автоматизированного проектирования двигателей (САПР) с помощью специально разработанного программного аппарата, учитывающего характеристики и двигателя и летательного аппарата одновременно.

В результате получают все исходные данные для рабочего проектирования двигателя, включая и оптимальные законы регулирования.

Вопросы оптимизации параметров и законов регулирования рассмотрены в гл. 17.

Здесь изложим методику расчета ВСХ, т. е. изменение по высоте и скорости полета тяги, удельного расхода топлива для наиболее часто применяемых законов регулирования. Расчет тяги и удельного расхода топлива производится по найденным для каждого закона регулирования значениям основных параметров рабочего процесса.

Как правило, расчет производится для различных значений температуры торможения на входе в вентилятор $T_{в}^* = T_{н}^*$, диапазон изменения которой определяется предполагаемой областью эксплуатации летательного аппарата по $M_{п}$ и H .

Последовательность расчета по одной из широко применяемых методик может быть следующей [20].

После построения ЛРР всех каскадов строят графики зависимости от $\bar{n}_{в.пр}$ параметров: $\bar{n}_{кнд.пр}$, $\bar{n}_{квд.пр}$, $\tau_{в}$, $\tau_{кнд}$, $\tau_{квд}$, $\pi_{т.в}^*$, $G_{в.пр}$, m .

Для докритических перепадов в соплах учитывается расслоение по $M_{п}$. Далее задается ряд значений $\bar{n}_{в.пр}$ в диапазоне от $\bar{n}_{в.пр \min}$ до $\bar{n}_{в.пр \max}$ с интервалом через 0,05, и на полученных графиках снимаются соответствующие значения $\tau_{в}$, $G_{в.пр}$, m , $\bar{n}_{кнд.пр}$, $\bar{n}_{квд.пр}$, $\tau_{кнд}$ и $\tau_{квд}$.

Для закона $n_v = 1,0 = \text{const}$ определяются:

$$а) T_v^* = 288 \left(\frac{1,0}{n_{v, \text{пр}}} \right)^2;$$

$$б) T_{вн}^* = T_v^* \tau_v;$$

$$в) T_{кнд}^* = T_{вн}^* \tau_{кнд};$$

$$г) T_k^* = T_{кнд}^* \tau_{квд};$$

$$д) T_r^* = T_{r, \text{расч}}^* \frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*} \frac{\tau_{квд} - 1}{\tau_{квд, \text{расч}} - 1};$$

$$е) \bar{n}_{кнд} = \bar{n}_{кнд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{вн}^*}{T_{вн, \text{расч}}^*}};$$

$$ж) \bar{n}_{квд} = \bar{n}_{квд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*}}.$$

Для закона $\bar{n}_{кнд} = 1,0 = \text{const}$:

$$а) T_{вн}^* = T_{вн, \text{расч}}^* \left(\frac{1,0}{n_{кнд, \text{пр}}} \right)^2;$$

$$б) T_v^* = \frac{T_{вн}^*}{\tau_v};$$

$$в) T_{кнд}^* = T_{вн}^* \tau_{к, вн};$$

$$г) T_k^* = T_{кнд}^* \tau_{квд};$$

$$д) T_r^* = T_{r, \text{расч}}^* \frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*} \frac{\tau_{квд} - 1}{\tau_{квд, \text{расч}} - 1};$$

$$е) \bar{n}_v = \bar{n}_{v, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_v^*}{288}};$$

$$ж) \bar{n}_{квд} = \bar{n}_{квд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*}}.$$

Для закона $\bar{n}_{квд} = 1,0 = \text{const}$:

$$а) T_{кнд}^* = T_{кнд, \text{расч}}^* \left(\frac{1,0}{n_{квд, \text{пр}}} \right)^2;$$

$$б) T_{вн}^* = \frac{T_{квд}^*}{\tau_{кнд}};$$

$$в) T_v^* = \frac{T_{вн}^*}{\tau_v};$$

$$г) T_k^* = T_{кнд}^* \tau_{квд};$$

$$д) T_r^* = T_{r, \text{расч}}^* \frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*} \frac{\tau_{квд} - 1}{\tau_{квд, \text{расч}} - 1};$$

$$е) \bar{n}_v = \bar{n}_{v, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_v^*}{288}};$$

$$ж) \bar{n}_{кнд} = \bar{n}_{кнд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{вн}^*}{T_{вн, \text{расч}}^*}}.$$

Для закона $T_r^* = \text{const} = T_{r, \text{расч}}^*$:

$$а) T_{кнд}^* = T_{кнд, \text{расч}}^* \frac{\tau_{квд, \text{расч}} - 1}{\tau_{квд} - 1};$$

$$б) T_{вн}^* = \frac{T_{кнд}^*}{\tau_{кнд}};$$

$$в) T_v^* = \frac{T_{вн}^*}{\tau_v};$$

$$г) T_k^* = T_{кнд}^* \tau_{квд};$$

$$д) \bar{n}_v = \bar{n}_{v, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_v^*}{288}};$$

$$е) \bar{n}_{кнд} = \bar{n}_{кнд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{вн}^*}{T_{вн, \text{расч}}^*}};$$

$$ж) \bar{n}_{квд} = \bar{n}_{квд, \text{пр}} \sqrt{\frac{T_{кнд}^*}{T_{кнд, \text{расч}}^*}}.$$

По полученным значениям параметров для каждого закона регулирования строятся графики зависимости от T_v^* величин T_r^* , n всех роторов, $G_{в, \text{пр}}$, m и ΔK_y во всем диапазоне T_v^* . Эти зависимости позволяют выявить ограничения по ΔK_y , по \bar{n} и по T_r^* и возможность выбора комбинации программ, при которой ВСХ будут изменяться наиболее благоприятно.

В соответствии с выбранной программой строятся графики зависимости от T_v^* недостающих для расчета $P_{уд}$, $c_{уд}$, G_v и P , и расчет ведется в соответствии с рекомендациями разд. 9.5.

9.9. ВЫСОТНЫЕ И СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

Ниже в виде конкретного примера показаны высотные и скоростные характеристики ТРДД, предназначенного для пассажирского или транспортного самолета. Основной крейсерский режим полета совершается при $M_{п} = 0,75$ на высоте $H = 11$ км. В этих условиях двигатель имеет следующие основные данные: тягу $P = 2000$ даН, расход воздуха $G_v = 152$ кг/с, удельный

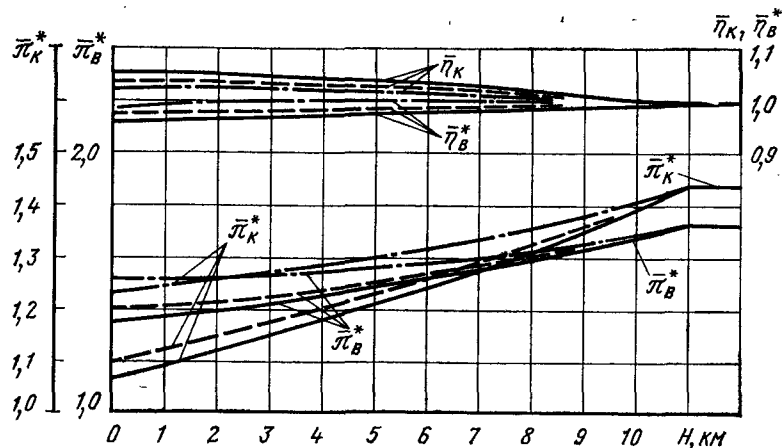


Рис. 9.21. Влияние высоты полета на относительные величины $\bar{\eta}_B$ и $\bar{\eta}_K$ и $\bar{\pi}_K^*$ и $\bar{\pi}_B^*$ ($M_{п} = 0,75$; $\pi_{к\Sigma}^* = 25$; $T_{г.кр}^* = 1400 \text{ К}$, $m_{кр} = 8$) — $T_{г}^* = \text{const}$; — — — $n_K = \text{const}$, — — — $n_B = \text{const}$

расход топлива $c_{уд} = 0,62 \text{ кг/даН}\cdot\text{ч}$; суммарную степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma} = 25$; температуру газа перед турбиной $T_{г}^* = 1400 \text{ К}$; степень двухконтурности $m = 8$. Рассматривается двухвальный двигатель с раздельными реактивными соплами, у которого привод расположенного впереди вентилятора осуществляется турбиной низкого давления. Двигатель характеризуется дозвуковыми скоростями истечения из реактивного сопла внутреннего контура и сверхзвуковыми или околозвуковыми скоростями истечения из реактивного сопла наружного контура.

Высотные и скоростные характеристики ТРДД зависят от принятого закона регулирования двигателя. Рассматриваются три закона регулирования ТРДД при неизменных проходных сечениях компрессора, турбины и реактивных сопел обоих контуров: а) регулирование по закону сохранения постоянной величины температуры газа перед турбиной ($T_{г}^* = \text{const}$); б) регулирование по закону сохранения неизменной частоты вращения турбокомпрессора внутреннего контура ($n_K = \text{const}$); в) регулирование по закону сохранения неизменной частоты вращения вентилятора и его турбины $n_B = \text{const}$.

Высотные характеристики ТРДД приведены на рис. 9.21 и 9.22. При изменении высоты H сохраняется постоянным число $M_{п}$.

При всех трех рассмотренных здесь законах регулирования ТРДД качественное изменение его основных параметров одинаково. В соответствии с уменьшением температуры воздуха на входе в двигатель при увеличении высоты полета (вследствие чего снижается также и температура воздуха перед компрессором внутреннего контура) возрастают приведенные частоты вращения вен-

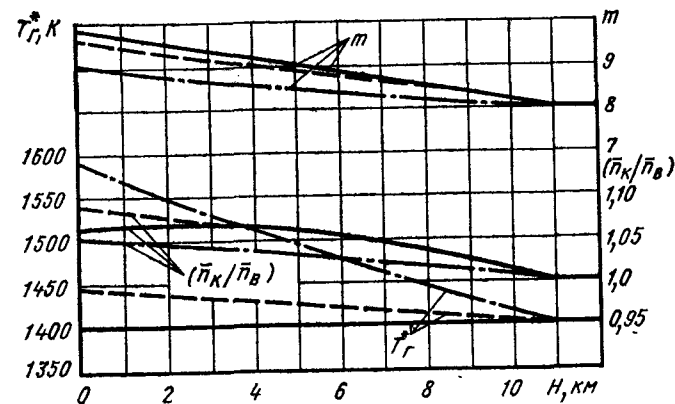


Рис. 9.22. Влияние высоты полета на величины $T_{г}^*$; (n_K/n_B) ; m ($M_{п} = 0,75$, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$, $T_{г.кр}^* = 1400 \text{ К}$, $m_{кр} = 8$) — $T_{г}^* = \text{const}$; — — — $n_K = \text{const}$; — — — $n_B = \text{const}$

тилятора ($n_{в.пр}$) и компрессора внутреннего контура ($n_{к.пр}$), а также величины π_B^* и π_K^* ; η_B несколько увеличивается, а η_K несколько уменьшается по мере увеличения высоты полета (см. рис. 9.21).

Как видно из графиков (см. рис. 9.22), величина степени двухконтурности при увеличении высоты полета монотонно уменьшается, что объясняется увеличением π_K^* и $G_{в.пр}$.

Величина скольжения роторов (n_K/n_B) при увеличении высоты полета уменьшается. Ее изменение может быть объяснено следующим. Отношение работы турбины высокого давления (компрессора внутреннего контура) $L_{т.к}$ к работе турбины низкого давления (вентилятора) $L_{т.в}$ пропорционально отношению

$$\frac{L_{т.к}}{L_{т.в}} = \frac{T_{г}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) \eta_{т.к}}{T_{г}^* \left[1 - \eta_{т.к} \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) \right] \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) \eta_{т.в}}$$

Поскольку в рассматриваемых условиях $\pi_{т.к}^* = \text{const}$, то это отношение изменяется обратно пропорционально

$$\left(1 - \frac{1}{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) \eta_{т.в}, \text{ т. е.}$$

$$\frac{L_{т.к}}{L_{т.в}} \sim \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\frac{k_{г}-1}{k_{г}}} \right) \eta_{т.в}}$$

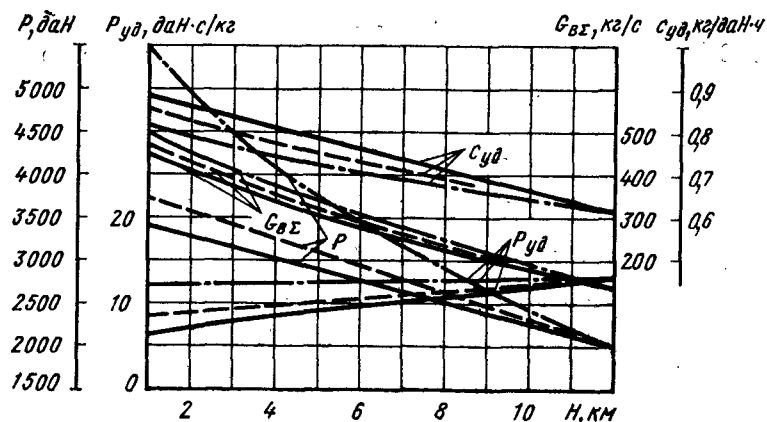


Рис. 9.23. Влияние высоты полета на величины $P_{уд}$, $G_{в}$, P и $c_{уд}$ ($M_{п} = 0,75$; $\pi_{к\Sigma}^* = 25$; $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $m_{кр} = 8$) — $T_{г}^* = \text{const}$; — — — $n_{к} = \text{const}$; — — — $n_{в} = \text{const}$

Таким образом, отношение работ турбин есть функция в основном только $\pi_{т.в}^*$. В двигателе с большой степенью двухконтурности величина $\pi_{т.в}^*$ является переменной, поскольку истечение газа из реактивного сопла внутреннего контура обычно является дозвуковым. Величина $\pi_{т.в}^*$ возрастает при увеличении суммарной степени повышения давления.

Следовательно, вследствие роста напорности вентилятора и компрессора внутреннего контура по мере увеличения высоты полета $\pi_{т.в}^*$ будет увеличиваться, а значит $L_{т.к}/L_{т.в}$ будет при этом уменьшаться. Относительно большая работа, сообщаемая вентилятору, по сравнению с работой компрессора приводит к уменьшению скольжения ротора при увеличении высоты полета. По этой причине увеличивается и скольжение роторов при дросселировании двигателя с большой степенью двухконтурности.

Рост высоты полета приводит (рис. 9.23), как и в ТРД, к увеличению удельной тяги двигателя, уменьшению расхода воздуха и тяги двигателя. Удельный расход топлива при этом уменьшается. Сравнение двух законов регулирования двигателя при изменении высоты полета ($T_{г}^* = \text{const}$ и $n_{к} = \text{const}$) показывает, что эти законы близки между собой по эффективности. Однако сохранение постоянной величины частоты вращения компрессора внутреннего контура требует некоторого повышения температуры газа перед турбиной при неизменном числе $M_{п}$ на малых высотах полета. Сохранение постоянной частоты вращения вентилятора требует значительного повышения температуры газа перед турбиной на малых высотах полета. В рассмотренном здесь случае закон регулирования $n_{в} = \text{const}$ при $M_{п} = 0,75$ и $H = 0$ сопряжен с необходимостью повышения $T_{г}^*$ от 1400 до 1590 К. Одновременно с этим растет частота вращения компрессора внутрен-

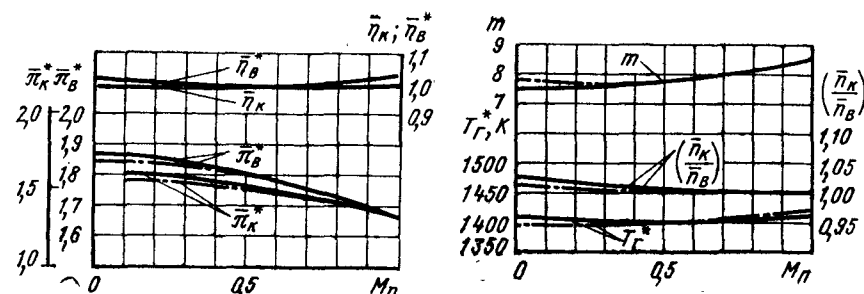


Рис. 9.24. Влияние числа $M_{п}$ на относительные величины $\eta_{в}$, $\eta_{к}$, $\pi_{в}^*$ и $\pi_{к}^*$ ($H = 11$ км, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $m_{кр} = 8$) — $T_{г}^* = \text{const}$; — — — $n_{в} = \text{const}$

Рис. 9.25. Влияние $M_{п}$ на величины $T_{г}^*$, $n_{к}/n_{в}$ и m ($H = 11$ км; $\pi_{к\Sigma}^* = 25$; $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $m_{кр} = 8$)

него контура (в данном случае на 5,5 %). Значительное увеличение температуры газа перед турбиной и производительности вентилятора приводит на указанном режиме полета к увеличению тяги по сравнению с тягой двигателя, регулируемого по закону $T_{г}^* = \text{const}$. На высотах $H > 11$ км, как и в ТРД, удельные характеристики ТРДД не зависят от высоты полета (с точностью до влияния числа Re на коэффициенты полезного действия компрессора и турбины и влияния давления в камере сгорания на коэффициент полноты сгорания топлива).

На рис. 9.24, 9.25 приведены скоростные характеристики двигателя с отдельными реактивными соплами.

В соответствии с увеличением температуры воздуха перед вентилятором и перед компрессором внутреннего контура при увеличении числа M величины $\pi_{т.в}^*$ и $\pi_{т.к}^*$ уменьшаются (см. рис. 9.24). Вследствие уменьшения приведенного расхода воздуха через

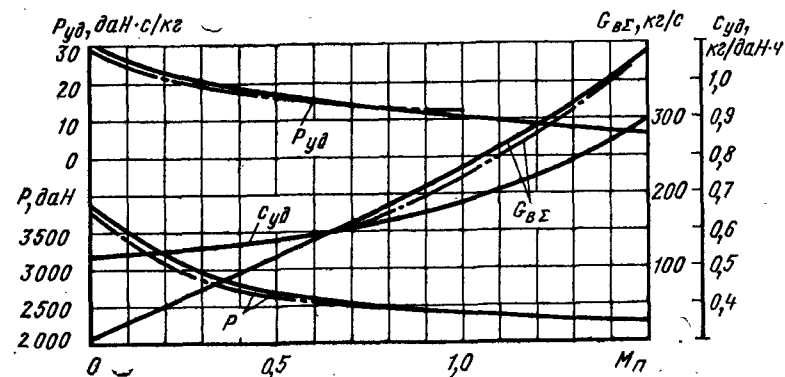


Рис. 9.26. Влияние $M_{п}$ на величины $P_{уд}$, $G_{в}$, P и $c_{уд}$ ($H = 11$ км, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $m_{кр} = 8$) — $T_{г}^* = \text{const}$; — — — $n_{в} = \text{const}$

компрессор внутреннего контура при увеличении числа M возрастает величина степени двухконтурности (см. рис. 9.25). Скольжение роторов при увеличении числа M несколько уменьшается из-за увеличения степени расширения газа в турбине вентилятора. При рассмотренных здесь законах регулирования ТРДД величина T_r^* остается постоянной или изменяется весьма слабо.

Величина удельной тяги по мере увеличения числа M_n монотонно уменьшается (см. рис. 9.26). В данном случае ($H = 11$ км, $\pi_{к\pi}^* = 25$, $m_{кр} = 8$, $T_{г.кр}^* = 1400$ К) при $M_n = 1,0$ $P_{уд} = 10$ даН·с/кг, в то время как при $M_n = 0$ $P_{уд} = 29$ даН·с/кг. В связи с крутым падением удельной тяги ТРДД с большой степенью двухконтурности тяга двигателя при увеличении числа M_n уменьшается. Удельный расход топлива при увеличении M_n возрастает, но менее интенсивно, чем изменяется удельная тяга из-за увеличения степени двухконтурности и уменьшения относительного расхода топлива.

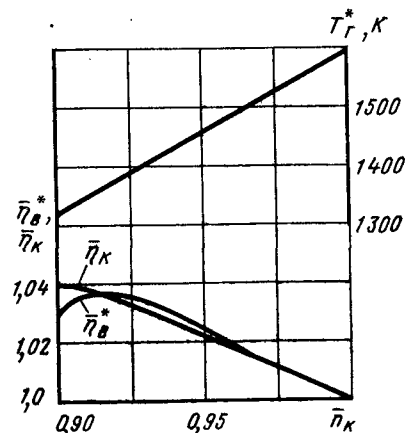
Сравнение различных законов регулирования ТРДД при изменении скорости полета показывает, что рассмотренные законы регулирования обеспечивают близкие величины основных данных и параметров двигателя.

Сопоставляя скоростные и высотные характеристики ТРДД в связи с влиянием на них закона регулирования двигателя, следует отметить, что значительное повышение P , обусловленное ростом T_r^* при уменьшении высоты полета при $n_b = \text{const}$ (см. рис. 9.22 и 9.23), объясняется существенным влиянием уменьшения высоты полета на n_b . При $T_r^* = \text{const}$ уменьшение высоты полета приводит к уменьшению n_b , так как $\pi_{к\pi}^*$ уменьшается из-за уменьшения $\pi_{к\pi}^*$ вследствие уменьшения $\pi_{к\pi}^*$ и $\pi_{к\pi}^*$. В случае увеличения скорости полета при неизменной высоте полета $\pi_{к\pi}^*$ увеличивается, вследствие чего при $T_r^* = \text{const}$ частота вращения вентилятора практически не изменяется.

9.10. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД

На рис. 9.27 ... 9.29 представлены дроссельные характеристики ТРДД с раздельными реактивными соплами в условиях крейсерского полета. Двигатель имеет в крейсерском полете расчетные величины $m_{кр} = 8$; $\pi_{к\pi}^* = 25$ и $T_{г.кр}^* = 1400$ К. На графиках показаны также параметры двигателя в интервале изменения T_r^* от 1400 К до 1600 К, равной температуре газа, при которой достигается максимальная частота вращения вентилятора в условиях взлета. Дросселирование двигателя осуществляется уменьшением расхода топлива при неизменных проходных сечениях реактивных сопел. Как видно из графиков, при уменьшении частоты вращения вентилятора характер изменения коэффициента полезного действия вентилятора подчиняется обычной закономерности. Такой же характер свойствен и коэффициенту полезного действия компрессора в связи с уменьшением частоты его вращения.

Рис. 9.27. Зависимость относительных величин η_b , η_k и величины T_r^* от относительной частоты вращения компрессора внутреннего контура ТРДД π_k ($M_n = 0,75$, $H = 11$ км)



Дросселирование двигателя сопровождается снижением температуры газа перед турбиной (см. рис. 9.27) и частоты вращения вентилятора n_b и компрессора внутреннего контура n_k .

Однако частота вращения компрессора уменьшается в меньшей степени, чем частота вращения вентилятора. Вследствие этого обстоятельства скольжение роторов двигателя (n_k/n_b) по мере дросселирования двигателя не сохраняется постоянным, а растет (см. рис. 9.28). Такое изменение скольжения, как было показано выше, свойственно и двухвальному ТРД. Как следует из разд. 9.9, при $\pi_{к\pi}^* \geq \pi_{кр}^*$ степень двухконтурности m изменяется обратно пропорционально приведенному расходу воздуха через компрессор внутреннего контура. В связи с этим при дросселировании двигателя степень двухконтурности увеличивается.

Дросселирование двигателя приводит к монотонному уменьшению тяги. Удельный расход топлива первоначально уменьшается, что связано с увеличением полетного коэффициента полезного действия при уменьшении T_r^* и увеличении m , а также с увеличением η_k и η_b , и достигает минимального значения, а затем снова увеличивается вследствие снижения эффективного КПД двигателя.

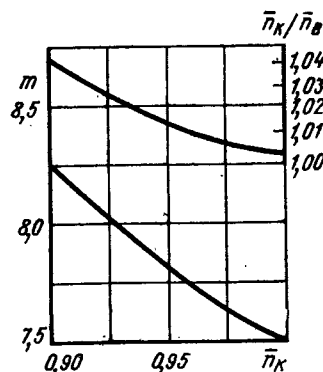


Рис. 9.28. Зависимость величин m и π_k/π_b от относительной частоты вращения компрессора внутреннего контура ТРДД π_k ($M_n = 0,75$; $H = 11$ км)

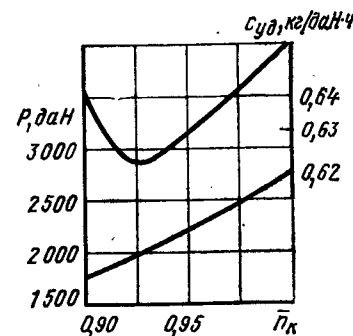


Рис. 9.29. Зависимость величин P и $c_{уд}$ от относительной частоты вращения компрессора внутреннего контура ТРДД ($M_n = 0,75$; $H = 11$ км)

Вид дроссельных характеристик ТРДД со смешением потоков такой же, как и у ТРДД с отдельными реактивными соплами. Однако характер изменения удельного расхода топлива при дросселировании ТРДД со смешением потоков отличается от характера изменения удельного расхода топлива с ТРДД с отдельными контурами. В двигателе с отдельными реактивными соплами при $\pi_{сг}^* \geq \pi_{кр}^*$ дросселирование не приводит к изменению $\pi_{т.в}^*$. Напротив, в ТРДД со смешением потоков при дросселировании двигателя величина $\pi_{т.в}^*$ уменьшается в связи с тем, что при дросселировании давление газа за турбиной p_t^* , изменяющееся вследствие снижения π_k^* и π_b^* , уменьшается более интенсивно, чем давление воздуха в наружном контуре p_{11}^* , изменяющееся вследствие уменьшения только π_b^* . Наличие перепада давлений во входном сечении камеры смешения приводит к снижению $\pi_{т.в}^*$ при $\pi_{сг}^* \geq \pi_{кр}^*$. Снижение $\pi_{т.в}^*$ приводит к соответствующему снижению λ_t и одновременно к увеличению λ_{11} . Более крутое снижение при данной степени дросселирования (характеризуемой, например, частотой вращения турбокомпрессора внутреннего контура) в ТРДД со смешением потоков приводит к более крутому падению G_b и $\pi_{к\kappa}^*$, а следовательно, и к большему снижению тяги и повышению $c_{уд}$ по сравнению с ТРДД с отдельными контурами.

ГЛАВА 10. ДВУХКОНТУРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ (ТРДДФ)

10.1. ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ, СХЕМА

Более высокая, чем у ТРД, экономичность ТРДД при $M_{п} < 1,0$ обусловила его широкое применение в гражданской и транспортной авиации. Возникает вопрос о возможности применения ТРДД и на самолетах, имеющих сверхзвуковую скорость полета. Ответ на этот вопрос можно найти при рассмотрении рис. 10.1, на котором приведены результаты расчета $P_{уд}$ и $c_{уд}$ ТРДД при $M_{п} = 0,8; 2,0$ и $3,0$ по m . Резкое ухудшение $P_{уд}$ по m и связанная с этим необходимость увеличения расхода воздуха $G_{вз}$ и миделя двигателя F_m , допустимая при $M_{п} < 1,0$, оказывается совершенно неприемлемой для сверхзвуковых скоростей, хотя даже на $M_{п} = 2,0$ имеется некоторый выигрыш в $c_{уд}$ при $m = 1,0 \dots 2,0$ по сравнению с $m = 0$.

Однако многие типы летательных аппаратов, особенно многоцелевого назначения, не имеют единственной, четко выраженной крейсерской скорости полета. Их эксплуатация предполагает в процессе выполнения задания использование широкого диапазона скоростей и высот, причем продолжительность или дальность полета на дозвуковых скоростях играет значительную роль.

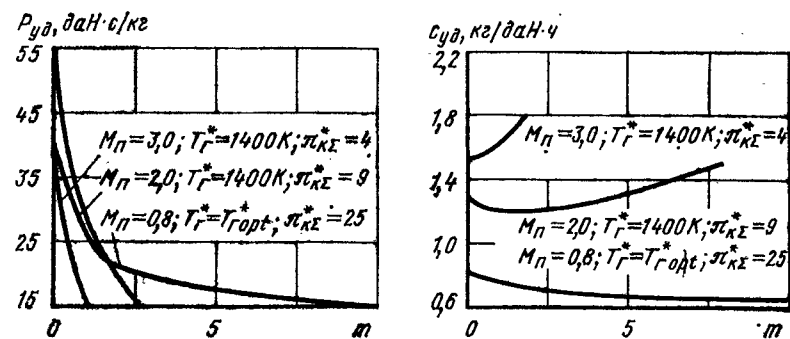


Рис. 10.1. Влияние степени двухконтурности на удельную тягу и удельный расход топлива ($H = 11 \text{ км}$) при $M_{п} = 0,8; 2,0$ и $3,0$; $T_g^* = T_{гopt}^*$ и $T_{г.кр}^* = 1400 \text{ K}$, $\pi_{к\kappa}^* = 25; 9; 4$, соответственно увеличивающимся значениям $M_{п}$

Наиболее полно в этих случаях тактико-технические требования удовлетворяются применением двухконтурного двигателя со смешением потоков и общей форсажной камерой, расположенной перед соплом. Для такого двигателя выбираются небольшие степени двухконтурности. Возможны схемы ТРДДФ с отдельными соплами внутреннего и наружного контуров с форсированием только в наружном контуре. Однако в практике применяется лишь один тип ТРДДФ с общей форсажной камерой (см. рис. 1.4), характеристики и свойства которого рассматриваются в этой главе.

Применение форсирования тяги путем дожигания дополнительного топлива в форсажной камере широко используется в одноконтурных двигателях при взлете, совершении маневра и в основном для компенсации падения $P_{уд}$ по скорости полета. В случае двухконтурного двигателя, у которого снижение $P_{уд} = f(M_{п})$ происходит еще резче, применение форсажной камеры становится еще более оправданным.

10.2. ОПТИМАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ

Двухконтурный двигатель с форсажной камерой, предназначенный для использования на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, по параметрам рабочего процесса существенно отличается от ТРДД, оптимизированного для полетов только с дозвуковыми скоростями.

В связи с тем, что летательные аппараты, на которые устанавливается ТРДДФ, не имеют определенной крейсерской скорости, оптимизация параметров рабочего процесса в таких двигателях представляет собой задачу, значительно более сложную и менее

определенную, чем в случае ТРДД для дозвуковых летательных аппаратов. В общем виде эта задача решается с применением ЭВМ в системах автоматизированного проектирования двигателя (САПРД), учитывающих взаимное влияние характеристик двигателя и летательного аппарата, что позволяет, с учетом наиболее характерных и важных профилей полета, а также других характеристик летательного аппарата, обеспечивающих эффективное выполнение задачи, оптимизировать основные параметры рабочего процесса двигателя.

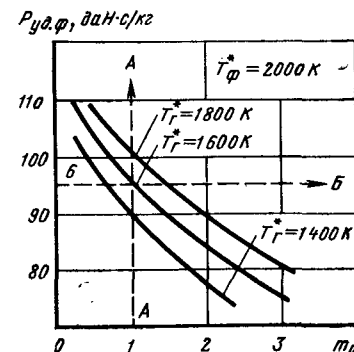
Независимо от характеристик летательного аппарата существуют и внутривидовые закономерности, которые необходимо учитывать при выборе параметров ТРДДФ. Поскольку ТРДДФ относится к двигателям со смешением, вопросы потерь полного давления в процессе смешения в этом двигателе играют важную роль. По существу, минимизация потерь при смешении, как и в ТРДД, определяет оптимальное соотношение полных давлений за турбиной $p_t^* = p_t^*$ и во втором контуре p_{t1}^* , которое выражается в примерном их равенстве $p_{t1}^* \approx p_t^*$, если λ_{t1} и λ_{t2} невелики и, соответственно, разность скоростей на выходе из смесителя, определяющая уровень потерь, также мала. Следует только иметь в виду, что такое равенство, обеспеченное соответствующим выбором π_{Σ}^* и m для расчетного режима, не сохраняется на других режимах работы двигателя. Это обстоятельство с учетом специфики применения двигателя должно учитываться при выборе расчетного режима. Выбрав расчетный режим, делают проверку соотношения между p_t^* и p_{t1}^* на всех других режимах эксплуатации.

Температура газа перед турбиной в ТРДДФ выбирается максимально допустимой для материалов «горячей» части двигателя в соответствии с эффективностью системы охлаждения. Влияние повышения температуры газа T_t^* в ТРДДФ проявляется в росте давления перед форсажной камерой — p_{Σ}^* , поскольку рост T_t^* снижает π_t^* и соответственно повышает p_t^* . Для сохранения оптимального соотношения между p_t^* и p_{t1}^* при увеличении температуры необходимо одновременно повышать p_{Σ}^* — давление за компрессором низкого давления. Уровень T_t^* и величины π_{Σ}^* , π_{Σ}^* и m не влияют на суммарный относительный расход топлива

$q_{\Sigma} = \frac{q_t}{1+m} + q_{t.ф.}$, который, как и в случае ТРДФ, зависит лишь от разности $T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^*$. Чтобы в этом убедиться, достаточно решить совместно уравнения теплового баланса $\frac{Q_{\Sigma}}{c_{p.ср}} = (T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^*) + (1+m)(T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^*)$, энергии в виде $\frac{E}{c_{p.ср}} = T_{\Sigma}^*(1+m) = T_{\Sigma}^* + mT_{\Sigma}^*$ и равенства работ компрессора и турбины, также отнесенных к средней теплоемкости, принятой одинаковой для всех трех уравнений:

$$T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^* = T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^* + m(T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^*).$$

Рис. 10.2. Зависимость удельной тяги от степени двухконтурности при $T_{\Sigma}^* = 1400$ К, 1600 К, 1800 К и $T_{\Sigma}^* = 2000$ К ($H = 0$; $M_{\Sigma} = 0$)



Произведя в первом уравнении соответствующие замены, из второго и третьего получим

$$\frac{Q_{\Sigma}}{c_{p.ср}} = T_{\Sigma}^* - T_{\Sigma}^*. \quad (10.1)$$

Отсюда следует, что увеличивая T_{Σ}^* и долю общего расхода топлива, подведенного в основной камере сгорания, мы соответственно уменьшаем термодинамически менее выгодный подвод тепла в форсажной камере. Положительный результат от увеличения T_{Σ}^* проявляется, как уже отмечалось, в росте π_{Σ}^* и $P_{уд.ф}$ с соответствующим уменьшением $c_{уд.ф}$.

Влияние расчетного значения степени двухконтурности m_0 на $P_{уд.ф}$ показано на рис. 10.2, где зависимости $P_{уд.ф} = f(m_0)$ представлены для трех уровней T_{Σ}^* при $T_{\Sigma}^* = 2000$ К.

Падение $P_{уд.ф}$ в зависимости от m_0 при $T_{\Sigma}^* = \text{const}$ происходит в связи с уменьшением p_{Σ}^* и, следовательно, располагаемой степени расширения в сопле π_{Σ}^* . При более высоком уровне T_{Σ}^* p_{Σ}^* будет больше, следовательно, при том же значении m_0 будет больше $P_{уд.ф}$. На графике нанесены две пунктирные линии А—А и Б—Б. Следуя вдоль линии А—А от меньшей T_{Σ}^* к большей, при заданном значении m_0 получаем возможность уменьшения расхода воздуха в двигателе заданной тяги с соответствующим уменьшением площади миделя двигателя и его длины (с учетом воздухозаборника и реактивного сопла). (В действительности за счет уменьшения площади миделя и массы двигательной установки потребная тяга тоже будет снижаться.) Одновременно уменьшается $c_{уд.ф}$, так как растет $P_{уд.ф}$ при $q_{\Sigma} = \text{const}$. На малых скоростях полета возможный выигрыш в экономичности за счет степени двухконтурности будет оставаться неизменным ($m_0 = \text{const}$ при прочих равных условиях).

Следуя вдоль линии Б—Б, мы сохраняем размерность двигателя на форсажном режиме, но с ростом T_{Σ}^* увеличиваем m_0 , что позволяет получать лучшую экономичность на малых скоростях.

Таким образом, при $T_{\Sigma}^* = \text{const}$ влияние двух параметров T_{Σ}^* и m_0 на $P_{уд.ф}$, а следовательно, и на $c_{уд.ф}$ носит противоположный характер и, что очень важно, при заданной T_{Σ}^* с ростом m_0 экономичность ТРДДФ на форсажном режиме ухудшается, а с ростом T_{Σ}^* при $m_0 = \text{const}$ — улучшается. Экономичность ТРДДФ на форсажных режимах вдоль линии Б—Б остается неизменной.

В тех случаях, когда с целью достижения максимальной дальности основная часть полетного времени затрачивается на полет

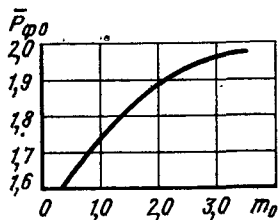


Рис. 10.3. Зависимость максимальной степени форсирования двигателя $\bar{P}_{\phi 0} = P_{\phi} / P_{\max}$ от степени двухконтурности ($H = 0$; $M_{\text{ц}} = 0$)

с дозвуковой скоростью, степень двухконтурности m_0 выбирается достаточно большой. Так, например, для двигателя F-101-GE-100 фирмы Дженерал Электрик m_0 выбрана равной 2,05; для двигателя RB-199 фирмы Роллс Ройс $m_0 = 1,0 \dots 1,2$; для двигателя фирмы Пратт Уитни F100-PW100 выбрана $m_0 = 0,7 \dots 0,8$.

Значение $m_0 = 0,1 \dots 0,15$ целесообразно выбирать для двигателей, устанавливаемых на самолетах с очень небольшим процентом дозвуковых скоростей в общем времени полета.

Естественно, что при $m_0 = 0,1 \dots 0,15$ характеристики ТРДДФ будут очень мало отличаться от характеристик ТРДФ. Однако при уже достигнутом и, тем более, перспективном уровне температуры газа перед турбиной и, соответственно, за ней, при создании ТРДФ возникают серьезные трудности в обеспечении надежности затурбинного тракта и особенно форсажной камеры. Затруднения возникают и при организации рабочего процесса в ней. Наличие хотя и небольшого количества относительно холодного воздуха наружного контура позволяет решить задачу охлаждения форсажной камеры и реактивного сопла более эффективно. Иными словами, для самолетов с основными режимами полета на сверхзвуковой скорости наилучшим типом двигателя был бы ТРДФ, но для получения возможности охлаждения при высоких T_r^* должен применяться ТРДДФ с минимальной степенью двухконтурности.

Переход от одноконтурного двигателя к двухконтурному связан также с возможностью снижения удельного веса двигателя. Как показано на рис. 9.18, увеличение m_0 от 0 до 2 ... 3 уменьшает $\gamma_{\text{дв}}$. Если же учесть, что двухконтурная схема двигателя позволяет реализовать и более высокие температуры газа перед турбиной T_r^* , то возможность дальнейшего снижения $\gamma_{\text{дв}}$ при переходе от ТРДФ к ТРДДФ становится еще более обоснованной.

Переход от ТРДФ к ТРДДФ обеспечивает и рост степени форсирования двигателя. Отношение форсажной тяги двигателя к максимальной бесфорсажной $\bar{P}_{\phi 0}$ при неизменном режиме работы турбокомпрессора определяется выражением:

$$\bar{P}_{\phi 0} = \sqrt{\frac{T_{\phi 0}^*}{T_{\text{см}}^*}} \quad (\text{при } M_{\text{ц}} = 0).$$

С ростом $m_0 T_{\text{см}0}^*$ уменьшается, а $q_{\text{т. ф}0}$ увеличивается. Последнее следует из выражения $q_{\text{т}20} = \frac{q_{\text{т}0}}{1 + m_0} + q_{\text{т. ф}0}$. При заданном значении $\pi_{\text{к}20}^*$ и $T_{\text{г}0}^* q_{\text{т}0} = \text{const}$, следовательно, первый член

с ростом m_0 уменьшается, тогда второй член должен увеличиваться при $T_{\phi 0}^* = \text{const}$.

Изменение $\bar{P}_{\phi 0}$ по m_0 приведено на рис. 10.3, из которого следует, что в реально используемом диапазоне m_0 \bar{P}_{ϕ} ТРДДФ в сравнении с $\bar{P}_{\phi 0}$ ТРДФ возрастает на 30 ... 40 %. В условиях полета на больших скоростях увеличение \bar{P}_{ϕ} ТРДДФ против \bar{P}_{ϕ} ТРДФ становится еще более заметным.

10.3. АЛГОРИТМ РАСЧЕТА УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ

Алгоритм расчета параметров ТРДДФ базируется на алгоритме расчета ТРДД со смешением потоков до сечения на входе в форсажную камеру (см. разд. 9.5).

В форсажной камере ко всей массе рабочего тела, определяемой как $G_{\text{вз}}(1 + q_{\text{тз}} - \delta_{\text{отб}} - \delta_{\text{охл}} + \delta_{\text{вова}}) = G_{\text{вз}}\beta_{\phi}$ подводится тепло Q_{ϕ} путем впрыска дополнительного топлива $G_{\text{т. ф}}$. Относительный расход форсажного топлива, как и в ТРДФ, находится по формуле

$$q_{\text{т. ф}} = \frac{c_p T_{\phi}^* - c_p T_{\text{см}}^* + (iT_{\phi}^* - iT_{\text{см}}^*) \frac{q_{\text{т}}}{1 + m}}{H_u \eta_{\phi} - iT_{\phi}^* + c_p T_{\text{к}}^*}. \quad (10.2)$$

Эта формула отличается от формулы для ТРДФ членом $\frac{q_{\text{т}}}{1 + m}$ вместо $q_{\text{т}}$, т. е. расходом топлива в основной камере, отнесенным ко всему расходу воздуха $G_{\text{вз}}$. При определении давления перед реактивным соплом на форсажных режимах необходимо учитывать не только гидравлические, но и тепловые потери полного давления в соответствии с рекомендациями гл. 7

$$p_{\phi}^* = p_{\text{см}}^* \sigma_{\phi} \sigma_{\phi. \text{г}}. \quad (10.3)$$

Дальнейший расчет скорости истечения и удельной тяги производится так же, как и для ТРДДсм с учетом того, что критическая скорость звука определяется по температуре T_{ϕ}^* , которая, как правило, задается, а масса газа увеличивается с учетом $q_{\text{т. ф}}$.

10.4. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДДФ НА $P_{\text{уд}}$ И $c_{\text{уд}}$

Влияние основных параметров $\pi_{\text{к}2}^*$ и $T_{\text{г}}^*$ на $P_{\text{уд}}$ и $c_{\text{уд}}$ показано на рис. 10.4 и 10.5.

На рис. 10.4 приведены результаты расчета $P_{\text{уд}}$ по $\pi_{\text{к}2}^*$ в диапазоне температур $T_{\text{г}}^* = 1000 \dots 1800 \text{ К}$ на форсированных и нефорсированных режимах при $M_{\text{ц}} = 2$, $H = 11 \text{ км}$, $m = 1$.

Видно относительно слабое влияние $\pi_{\text{к}2}^*$ на $P_{\text{уд}}$ как на форсированных, так и на нефорсированных режимах и заметное влияние $T_{\text{г}}^*$ на $P_{\text{уд}}$. Этот результат получился таким же, как и на

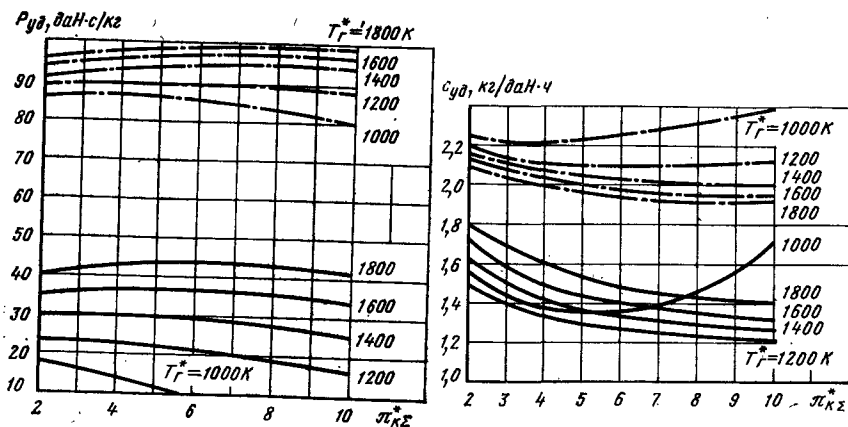


Рис. 10.4. Влияние $\pi_{к\Sigma}^*$, T_g^* и T_f^* на величину удельной тяги ТРДДФ ($M_{п\pi} = 2,0$, $H = 11$ км, $m = 1$) — $T_f^* = T_{см}$, — $T_f^* = 2000$ К

рис. 9.3, на котором представлено влияние $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_g^* на приведенную свободную энергию $L_{св.пр.}$ и объясняется тем, что выбранный диапазон $\pi_{к\Sigma}^*$ близок к $\pi_{к\Sigma орт}^*$ для рассмотренного диапазона T_g^* . Для $T_g^* = 1000$ К $\pi_{к\Sigma}^*$ от 2 и выше уже лежат за пределами $\pi_{к\Sigma орт}^*$. По мере роста уровня T_g^* оптимальное значение степени повышения давления $\pi_{к\Sigma орт}^*$ растет, соответствующее $P_{уд max}$ также возрастает. Для форсированных режимов, как и в ТРДФ, $\pi_{к\Sigma орт}^*$ получается несколько большим, чем в нефорсированном двигателе. Обращает на себя внимание существенное превышение $P_{уд ф}$ над $P_{уд}$, подтверждающее закономерность, представленную на рис. 10.3.

Результаты расчета $c_{уд}$ (рис. 10.5) при тех же условиях показывают обратную картину — заметное ухудшение $c_{уд ф}$, увеличивающееся при снижении температуры газа T_g^* .

На нефорсированных режимах оптимальная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma орт}^*$ по $c_{уд}$, как и в ТРД, больше $\pi_{к\Sigma орт}^*$ по $P_{уд}$, а на форсированных режимах оба значения $\pi_{к\Sigma}^*$ совпадают, поскольку при $T_f^* = \text{const}$ $q_{т. \Sigma} = \text{const}$ и $c_{уд ф}$ изменяется обратно пропорционально $P_{уд ф}$.

Влияние скорости полета и степени двухконтурности m на $P_{уд ф}$ и $c_{уд ф}$ приведено на рис. 10.6. Изменение $P_{уд ф}$ по скорости при $m = 2$ в сравнении с $m = 0$ (ТРДФ) имеет более сложный характер, объясняемый тем, что давление перед форсажной камерой — $p_{см}$ с ростом m падает, а влияние скоростного напора по этой причине в некотором диапазоне $M_{п\pi}$ оказывается более заметным. При больших $M_{п\pi}$ влияние турбокомпрессора на общую степень повышения давления уменьшается, и кривые $P_{уд ф}$ при разных m сближаются.

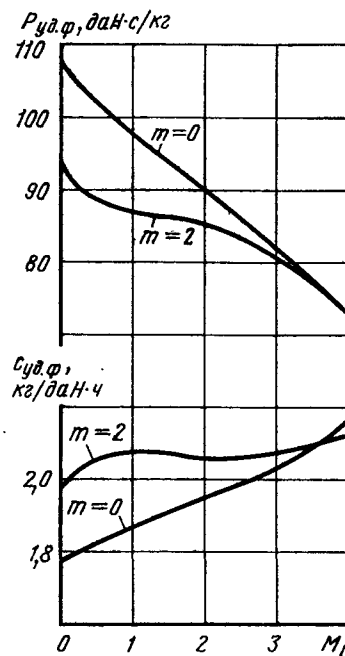


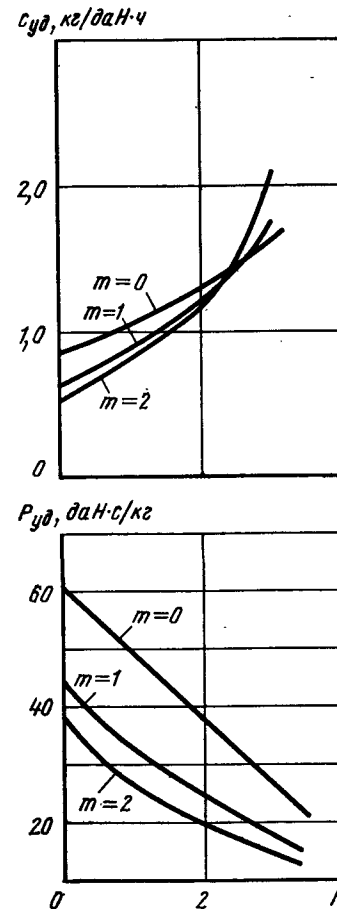
Рис. 10.6. Влияние $M_{п\pi}$ на $P_{уд ф}$ и $c_{уд ф}$ ($T_g^* = 1600$ К, $\pi_{к\Sigma 0}^* = 25$)

Рис. 10.7. Влияние $M_{п\pi}$ на $P_{уд}$ и $c_{уд}$ ($T_g^* = 1600$, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$) $m = 0, 1, 2$

На нефорсированных режимах (рис. 10.7) ($T_f^* = T_{см}$) кривые $P_{уд} = f(M_{п\pi})$ монотонно снижаются, а влияние m на $P_{уд}$, как и на форсированных режимах, проявляется больше всего при малых скоростях полета вплоть до $M_{п\pi} = 0$. Удельный расход топлива $c_{уд}$ на малых скоростях полета с увеличением m улучшается, но на больших скоростях из-за возрастающего ухудшения η_e вследствие потерь при передаче энергии в наружный контур $c_{уд}$ при $m = 0$ получается меньшим, чем при $m > 0$.

10.5. АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ И ДРОСсельНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ТРДДФ

Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДДФ, как и в случае ТРДД, начинается с построения линий рабочих режимов на характеристиках каскадов компрессора при известных параметрах на расчетном режиме. Упрощающей особенностью расчета ТРДДФ является то обстоятельство, что при малых значе-



ниях m_0 , оптимальных для этого типа двигателя, величина $\pi_{в0}^*$ выбирается достаточно большой и поэтому практически во всем диапазоне скоростей степень расширения в сопле остается сверхкритической, за исключением глубоких дроссельных режимов в условиях старта и малых скоростей полета.

Усложняющим расчет фактором является взаимозависимость полных давлений в потоке внутреннего контура за турбиной и в потоке наружного контура, обусловленная равенством статических давлений на выходе из смесителя.

В гл. 9 (разд. 9.8) приведен порядок расчета ВСХ ТРДД с раздельными соплами. Ниже приводится порядок расчета трехвального ТРДДФ с общей форсажной камерой. Этот же порядок расчета применим и к ТРДД со смешением потоков. Как и в 9.8, используем для этого методику, изложенную в [20]¹.

Расчет ЛРР

Расчет ЛРР на характеристиках компрессоров каскада высокого давления и каскада среднего давления происходит в той же последовательности, которая приведена в гл. 8 и 9.

Для построения ЛРР на характеристике компрессора низкого давления, как одна из возможных, используется следующая последовательность. В отличие от ТРДД с раздельными контурами, где на каждой ветке $\bar{n}_{в.пр} = \text{const}$, достаточно найти точки, соответствующие равенству расчетной и располагаемой площадей критического сечения сопла внутреннего контура, в случае смешения необходимо найти дополнительно значение m , при котором соблюдается равенство статических давлений в выходном сечении смесительного устройства. Поэтому для всего диапазона изменения $\bar{n}_{в.пр}$ на каждой ветке $\bar{n}_{в.пр} = \text{const}$ задаются несколько значений $\pi_{в}^*$ и выписываются соответствующие значения $G_{в.пр}$ и $\eta_{в}$. Для каждого из этих значений $\pi_{в}^*$ задаются несколько значений m . Для каждого сочетания $\pi_{в}^*$ и m находят следующие параметры.

1. Давление за компрессором низкого давления

$$p_{вн}^* = 1013 \cdot 10^5 \cdot \pi_{в}^*.$$

2. Отношение температур конца и начала сжатия в компрессоре низкого давления:

$$\tau_{в} = 1 + \frac{\pi_{в}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{в}} = \frac{T_{вн}^*}{T_{в}^*}.$$

¹ В связи с высоким значением $\pi_{в0}^*$ в ТРДДФ применяются не одноступенчатые вентиляторы, как в ТРДД, а многоступенчатые компрессоры, которые называются компрессорами низкого давления. Соответственно компрессор низкого давления газогенератора ТРДД трехвальной схемы в случае ТРДДФ называется компрессором среднего давления. Это изменение наименования компрессоров не отражается на индексации параметров по сечениям компрессора и турбины при дальнейшем изложении материала.

3. Температуру на выходе из компрессора низкого давления

$$T_{вн}^* = T_{в}^* \tau_{в} = 288 \tau_{в}.$$

4. Работу компрессора низкого давления

$$L_{в} = \frac{k}{k-1} R T_{в}^* \left(\pi_{в}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{в}} = \frac{k}{k-1} R 288 \left(\pi_{в}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \times \frac{1}{\eta_{в}}.$$

Далее для каждого значения m при заданной $\pi_{в}^*$ определяют:

5. $G_{вI} = G_{в\Sigma} / (1 + m)$.

6. $G_{вII} = m G_{вI} = G_{в\Sigma} - G_{вI}$.

7. $q(\lambda_{II}) = \frac{G_{вII} \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{в} p_{вн}^* \sigma_{II} F_{II}} = \text{const} \frac{G_{вII} \sqrt{T_{вн}^*}}{p_{вн}^*},$

где σ_{II} — коэффициент восстановления полного давления, учитывающий потери полного давления в проточной части наружного контура между сечениями вн и см. $\sigma_{II} = 0,96 \dots 0,93$.

Если $q(\lambda_{II}) > 1$, соответствующие значения m не рассматриваются.

8. $\pi(\lambda_{II})$ по $q(\lambda_{II})$.

9. Давление на выходе из смесительного устройства

$$p_{II} = p_{вн}^* \sigma_{II} \pi(\lambda_{II}).$$

10. Приведенный расход воздуха на входе в компрессор среднего давления

$$G_{вндпр} = \frac{G_{вI} 1013 \cdot 10^5}{p_{вн}^*} \sqrt{\frac{T_{вн}^*}{288}} = \text{const} \frac{G_{вI} \sqrt{T_{вн}^*}}{p_{вн}^*}.$$

11. По $G_{вндпр}$ находят точку на ЛРР компрессора среднего давления, по которой определяют $\bar{n}_{ндпр}$, $\pi_{кнд}^*$ и $\eta_{кнд}$.

12. Давление за компрессором среднего давления

$$p_{кнд}^* = p_{вн}^* \sigma_{вх.гт} \pi_{кнд}^*.$$

13. Отношение температур на выходе и входе в компрессор среднего давления

$$\tau_{кнд} = \frac{T_{кнд}^*}{T_{вн}^*} = \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{кнд}} \right).$$

14. Температуру на выходе из компрессора среднего давления, равную температуре на входе в компрессор высокого давления,

$$T_{кнд}^* = T_{вн}^* \tau_{кнд}.$$

15. Приведенный расход на входе в КВД

$$G_{\text{КВД}} = G_{\text{вI}} \frac{1013 \cdot 10^5}{p_{\text{КНД}}^* \sigma_{\text{вх вД}}} \sqrt{\frac{T_{\text{КНД}}^*}{288}} = \text{const} \frac{G_{\text{вI}} \sqrt{T_{\text{КНД}}^*}}{p_{\text{КНД}}^*},$$

где $\sigma_{\text{вх вД}}$ — коэффициент восстановления полного давления на входе в КВД, учитывающий потери полного давления в переходнике между компрессорами среднего и высокого давления $\sigma_{\text{вх вД}} = 0,99 \dots 0,97$.

16. По величине $G_{\text{КВД пр}}$ находят точку на ЛРР компрессора высокого давления, по которой определяют $\bar{n}_{\text{КВД пр}}$, $\pi_{\text{КВД}}^*$ и $\eta_{\text{КВД}}$.

17. Давление за компрессором высокого давления

$$p_{\text{к}}^* = p_{\text{КНД}}^* \sigma_{\text{вх вД}} \pi_{\text{КВД}}^*.$$

18. Отношение температур на выходе и входе в КВД

$$\tau_{\text{КВД}} = 1 + \frac{\pi_{\text{КВД}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{КВД}}} = \frac{T_{\text{к}}^*}{T_{\text{КНД}}^*}.$$

19. Температура за компрессором высокого давления

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{КНД}}^* \tau_{\text{КВД}}.$$

20. Давление перед турбиной

$$p_{\text{г}}^* = p_{\text{к}}^* \sigma_{\text{к. с.}}$$

21. Температуру газа перед турбиной из уравнения расхода:

$$T_{\text{г}}^* = \text{const} \left(\frac{p_{\text{г}}^*}{G_{\text{вI}}} \right)^2,$$

где const определяется при подстановке $T_{\text{г}}^*$ расч., $p_{\text{г}}^*$ расч. и $G_{\text{вI}}^*$ расч.

22. Температуру за турбинами высокого и среднего давления из выражения $T_{\text{т. к}}^* = T_{\text{г}}^* \text{const}$, где const находится так же, как $T_{\text{г}}^*$ в п. 21, поскольку $\pi_{\text{т вД}}^* = \text{const}$ и $\pi_{\text{т нД}}^* = \text{const}$.

23. Давление торможения за турбинами газогенератора

$$p_{\text{т. к}}^* = \text{const } p_{\text{г}}^*.$$

24. Работу турбины компрессора низкого давления из баланса работ

$$L_{\text{т. в}} = \text{const } L_{\text{в}} (1 + m).$$

25. Температуру за турбиной вентилятора из выражения

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{в. к}}^* - \frac{L_{\text{т. в}}}{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}}}.$$

26. Степень расширения в турбине компрессора низкого давления по температурам на входе и выходе из нее

$$\pi_{\text{т. в}}^* = \frac{1}{\left(1 - \frac{T_{\text{т. к}}^* - T_{\text{т}}^*}{\eta_{\text{т. в}}} \right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}}}.$$

27. Давление за турбиной низкого давления

$$p_{\text{т}}^* = p_{\text{г}}^* / \pi_{\text{т. вД}}^* \cdot \pi_{\text{т. нД}}^* \cdot \pi_{\text{т. в}}^* = p_{\text{г}}^* / \pi_{\text{т. в}}^* \text{const}.$$

28. Приведенную плотность потока массы в выходном сечении смесителя по внутреннему контуру

$$q(\lambda_{\text{I}}) = \frac{G_{\text{гI}} \sqrt{T_{\text{г}}^*}}{m_{\text{г}} p_{\text{г}}^* \sigma_{\text{гI}} F_{\text{гI}}} = \text{const} \frac{G_{\text{вI}} \sqrt{T_{\text{г}}^*}}{p_{\text{г}}^*},$$

где $\sigma_{\text{гI}}$ — коэффициент восстановления полного давления, учитывающий потери полного давления между сечениями т—т на выходе из турбины и выходным сечением смесителя по внутреннему контуру $\sigma_{\text{гI}} = 0,96 \dots 0,99$.

Если $q(\lambda_{\text{I}}) > 1$, соответствующее значение m не рассматривается.

29. Статическое давление на выходе из смесителя по внутреннему контуру $p_{\text{I}} = p_{\text{г}}^* \sigma_{\text{гI}} \pi(\lambda_{\text{I}})$, где $\pi(\lambda_{\text{I}})$ находится по $q(\lambda_{\text{I}})$.

Полученные для разных m значения p_{I} и p_{II} сравниваются между собой и находится то значение m , при котором выполняется условие

$$p_{\text{I}} = p_{\text{II}}.$$

Для этого значения m расчет повторяется от п. 5. Далее определяют:

30. Фактическое соотношение масс потоков внутреннего и наружного контуров с учетом отборов воздуха, возврата охлаждающего воздуха за турбиной и относительной массы топлива во внутреннем контуре:

$$m_{\text{см}} = \text{const } m.$$

31. Общий расход в сечении на выходе из смесителя

$$G_{\text{см}} = G_{\text{вII}} + G_{\text{вI}} \text{const}.$$

32. Температуру смеси

$$T_{\text{см}}^* = \frac{T_{\text{г}}^* + m_{\text{см}} T_{\text{вн}}^*}{1 + m_{\text{см}}} \frac{k(k_{\text{г}} - 1) R}{k_{\text{г}}(k - 1) R_{\text{г}}}.$$

33. Полное давление в сечении, в котором процесс смешения считается завершенным,

$$p_{\text{см}}^* = \frac{\sigma_{\text{см}} \frac{F_{\text{гI}}}{F_{\text{гII}}} p_{\text{г}}^* \sigma_{\text{гI}} + p_{\text{вн}}^* \sigma_{\text{гII}}}{1 + \frac{F_{\text{гI}}}{F_{\text{гII}}}}.$$

34. Степень расширения в сопле

$$\pi_{c.p} = \frac{p_{cm}^* \sigma_{\phi}}{1013 \cdot 10^5} \rightarrow \pi(\lambda_c)_s \text{ по } \pi_{c.p} \lambda_{cs} \text{ по } \pi(\lambda_c)_s.$$

35. Приведенную скорость истечения из сопла

$$\lambda_c = \phi \lambda_{cs}.$$

36. Площадь критического сечения сопла

$$F_{c.kp} = \frac{G_{cm} \sqrt{T_{cm}^*}}{m_t p_{cm}^* \sigma_{\phi} \cdot \sigma_{c.дovb} q(\lambda_{c.kp})} = \text{const} \frac{G_{cm} \sqrt{T_{cm}^*}}{p_{cm}^*},$$

поскольку

$$q(\lambda_{c.kp}) = 1 \quad \sigma_{c.дovb} = \frac{\pi(\lambda)}{\pi(\phi_c)}.$$

37. Полученное значение $F_{c.kp}$ сравнивается с расчетным значением $F_{c.kp.расч.}$ и находится значение $\pi_{в.}^*$, удовлетворяющее условию $F_{c.kp} = F_{c.kp.расч.}$ Для найденного значения $F_{c.kp}$ расчет повторяется с самого начала, при этом m определяется из полученной зависимости $m = f(\pi_{в.}^*)$, при которой соблюдается условие $p_I = p_{II}$ в выходном сечении смесителя. Расчеты повторяются для других значений $\bar{n}_{в.пр}$ и по полученным данным строится ЛРР на характеристике компрессора низкого давления, отличительной особенностью которой является равенство статических давлений $p_I = p_{II}$ на всем ее протяжении.

Следует отметить, что в ТРДДФ, как и в ТРДД, изменение ЛРР на характеристике компрессора низкого давления по отношению к границе устойчивости проходит более благоприятно, чем в ТРД и ТРДФ.

Это объясняется тем, что в двухконтурном двигателе дроселирующее влияние газогенератора в определенной мере сглаживается наличием наружного контура, работающего как постоянно действующий перепуск. С увеличением $T_{в.}^*$ (скорости полета) и соответствующим снижением $q(\lambda_{в.})_k$ растет степень двухконтурности m , т.е. все большая часть общего расхода воздуха проходит через наружный контур.

Увеличивающийся расход воздуха через наружный контур «поджимает» поток газа, выходящий из турбины, а так как смешивающиеся потоки имеют дозвуковые скорости на выходе из смесителя, турбина компрессора низкого давления не «заперта» и $\pi_{в.}^*$ в связи с этим уменьшается. Это в свою очередь приводит к снижению частоты вращения ротора низкого давления с соответствующим уменьшением общего расхода воздуха. Парировать это явление можно путем раскрытия критического сечения сопла, что и делается в ТРДДФ, у которого сопло во всех случаях должно регулироваться.

Выбор закона регулирования

Как и в ранее рассмотренных случаях, окончательный выбор закона регулирования (или комбинации законов), предусматривающий последовательный переход от одного к другому по мере роста $T_{в.}^*$ (скорости полета), осуществляется путем сопоставления ВСХ, рассчитанных для различных законов.

Типичная программа, состоящая из комбинации законов регулирования, обеспечивающая ограничения по n и $T_{г.}^*$ и одновременно дающая возможность получения наиболее благоприятного протекания ВСХ ТРДДФ двухвальной схемы, показана на рис. 10.8. Эта программа предусматривает: поддержание $\bar{n}_{в.пр} = \text{const}$ при $T_{в.}^*$ ниже 288 К, чем ограничивается $G_{в.}$ и P в этих условиях (ограничение по внутренним давлениям и усилиям); ограничение максимальной частоты вращения ротора газогенератора величиной, не превышающей $n_{k.max}$ более, чем на 1,5 %; ограничение температуры газа $T_{г.}^*$ величиной, не превышающей $T_{г. max}^* = 1700$ К на режимах, соответствующих большим значениям $T_{в.}^*$ ($M_{п.} = 1,1 \dots 1,2$ при $H = 0$; $M_{п.} = 1,7 \dots 1,8$ при $H \geq 11$ км).

При дальнейшем повышении $T_{г.}^*$ до максимального значения температура газа перед турбиной $T_{г.}^*$ и частота вращения ротора газогенератора должны быть несколько снижены для обеспечения надежности двигателя (сохранение температуры лопаток на заданном уровне и некоторое снижение механических нагрузок).

Соответственно программа состоит из нескольких участков 1 — $\bar{n}_{в.пр} = \text{const}$ и $\bar{n}_{к.пр} \approx \text{const}$; 2 — $n_{в.} = \text{const}$; 3 — ограничение $\bar{n}_{к.max} = 1,015$; 4 — понижение $T_{г.}^*$ и $\bar{n}_{к.}$ в связи с ограничением механической прочности турбины.

Реализация того или иного закона регулирования обеспечивается выбором соответствующих параметров регулирования. В ТРДДФ управляющими факторами являются расход топлива в основной камере сгорания $G_{т.}$, расход топлива в форсажной камере $G_{т.ф.}$ и площадь критического сечения реактивного сопла $F_{c.kp}$. Существенное повышение гибкости могло бы получиться при регулировании площади соплового аппарата турбины низкого давления поворотом сопловых лопаток или площади смесителя. Однако высокий уровень температур затрудняет надежное и эффективное решение и той, и другой задачи. Поэтому в эксплуатации таких двигателей еще нет. Поскольку максимум температуры газа $T_{г.}^*$ соответствует максимуму p_{cm}^* , на форсированных режимах целесообразно держать $T_{г.}^*$ на максимально допустимом уровне. Для сохранения работы турбокомпрессора на режиме, соответствующем максимуму, при форсировании необходимо раскрыть критическое сечение реактивного сопла. Поскольку расход газа в этом случае остается неизменным, закон изменения площади может быть записан как

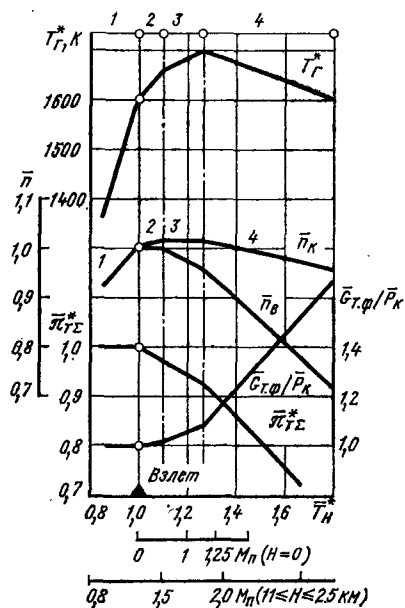


Рис. 10.8. Пример сложной программы регулирования

регулирования и, в частности, программ дросселирования, обеспечивающих для зависимости $c_{уд} = f(p)$ при заданных $M_{п}$ и H минимальное значение, целесообразно использовать изменение $F_{кр}$, которое бы изменяло $\pi_{т, н}$ наиболее рациональным образом. В этом случае изменение $F_{с. кр}$ носит более сложный характер, чем приведенный в формуле (10.4).

10.6. ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ И ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДДФ

Высотные и скоростные характеристики ТРДДФ, в принципе, имеют те же закономерности изменения в зависимости от скорости и высоты, что и ТРДФ. Отличие, несущественное при $m_0 = 0,10 \dots 0,15$, становится заметным с увеличением m_0 , практически реализованное максимальное значение которого, как уже отмечалось, достигает $2,0 \dots 2,1$. На рис. 10.9 показано изменение относительной форсажной тяги $\bar{P}_ф = P_ф/P_{ф0}$ по скорости полета двухвального и трехвального ТРДДФ, регулируемых по законам $\bar{n}_к = \text{const}$ или $T_g^* = \text{const}$ при $m_0 = 1$. Там же показано изменение T_g^* и $\bar{n}_в$ при регулировании по закону $n_k = \text{const}$. При увеличении $M_{п}$ от 0 до 2,0, при регулировании по $n_k = \text{const}$, $\bar{P}_ф$ двухвального двигателя увеличивается более чем в 2 раза. При законе $T_g^* = \text{const}$ рост $\bar{P}_ф$ менее интенсивен.

$\bar{F}_{с. кр}/\sqrt{T_{ф}^*} = \bar{F}_{с. кр. пр} = \text{const}$ во всем диапазоне изменения $T_{ф}^*$ или

$$\bar{F}_{кр} = \sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{см}^*} \frac{1}{\sigma_{г. ф}}}, \quad (10.4)$$

где $\sigma_{г. ф}$ — учитывает потери полного давления в форсажной камере при подводе тепла.

Дросселирование ТРДДФ на форсированных режимах, как и в случае ТРДФ, производится уменьшением $T_{ф}^*$ вплоть до $T_{ф, \min}^*$, определяемой устойчивостью горения в форсажной камере при малых подачах топлива. Одновременно уменьшается $F_{кр}$. При таком законе регулирования площади критического сечения сопла $\pi_{т, в}^*$ будет изменяться по $M_{п}$ и H так же, как и при $F_{кр} = \text{const}$ и $T_{ф}^* = T_{см}^*$. Но для реализации некоторых законов ре-

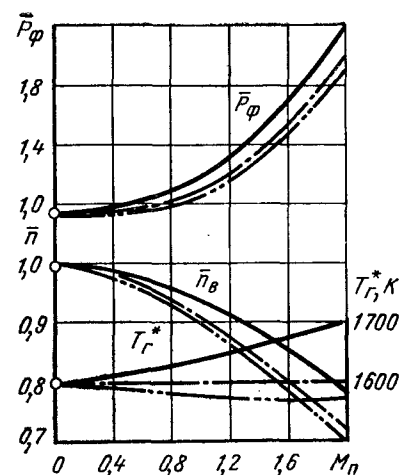
Рис. 10.9. Тяговые характеристики ТРДДФ на режимах полного форсирования при регулировании по закону $n_k = \text{const}$ ($T_g^* = 1600$ К, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$, $m = 1$). Двухвальный двигатель: — $n_k = \text{const}$; - - - $T_g^* = \text{const}$ ($\bar{n}_к \neq \text{const}$). Трехвальный двигатель: - - - - $n_{квд} = \text{const}$

Причины более резкого нарастания $\bar{P}_ф$ при $n_k = \text{const}$ — повышение T_g^* от 1600 до 1700 К на скорости, соответствующей $M_{п} = 2,0$, являющееся следствием «затяжеления» компрессора, т. е. роста L_k с уменьшением $\bar{n}_{к. пр}$, а также более энергичное нарастание $G_{в\Sigma}$ по $M_{п}$ в связи с меньшим темпом снижения $\bar{n}_в$. В трехвальном ТРДДФ при $n_{квд} = \text{const}$ температура T_g^* даже несколько снижается в связи с «облегчением» КВД при уменьшении $\bar{n}_{квд. пр}$, а расход воздуха через двигатель $G_{в\Sigma}$ нарастает наименее интенсивно в связи с наиболее крутым падением n_v . Влияние расчетного значения m_0 (выбранного при $M_{п} = 0$ и $H = 0$) на $\bar{P}_ф$ и $c_{уд. ф}$ при $H = 0$ и $H = 14$ км показано на рис. 10.10, из которого следует, что в условиях $H = 0$ m_0 наиболее заметно влияет на удельный расход топлива, который существенно возрастает по мере увеличения m_0 . Влияние m_0 на $\bar{P}_ф$ значительно меньше. На $H = 14$ км в интервале скоростей, соответствующих $M_{п} = 1,5 \dots 3,0$, влияние m_0 на $\bar{P}_{уд. ф}$ и $c_{уд. ф}$ меняется на обратное.

Такая закономерность изменения $\bar{P}_ф$ и $c_{уд. ф}$ по $M_{п}$ при разных m_0 объясняется тем, что в условиях $H = 0$ и интервале $M_{п} = 0 \dots 1,2$ удельная тяга $\bar{P}_{уд. ф}$ сравнительно слабо зависит от m_0 , в то время, как при $H = 11$ км и $M_{п} = 1,5 \dots 3,0$ эта зависимость оказывается значительно более существенной.

Влияние m_0 на изменение приведенного расхода воздуха с увеличением M аналогично влиянию на $\bar{P}_{уд. ф}$, т. е. с увеличением m_0 растут и $\bar{P}_{уд. ф}$ и $\bar{G}_{в. пр}$ при $M_{п} > 1,0$.

Некоторые возможности дальнейшего увеличения $\bar{P}_{ф. \max}$ открываются при определенных сочетаниях $\lambda_{п}$ — приведенной скорости в смесителе с величиной $\bar{F}_{с. кр}$. При соответствующих условиях, дополнительный прирост $\bar{P}_{ф. \max}$ может достигать $20 \dots 30 \%$. Этой возможностью пользуются в тех случаях, когда требуется улучшить маневренные и разгонные характеристики летательного аппарата, заранее выбирая целесообразное значение $\lambda_{п}$ и m_0 .



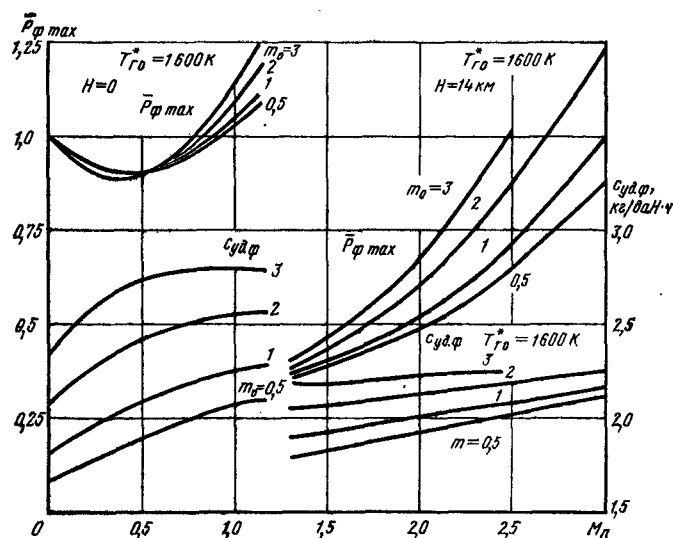


Рис. 10.10. Изменение относительной величины форсажной тяги $\bar{P}_{\phi \max}$ и удельного расхода топлива $c_{уд. \phi}$ в зависимости от M_n при разных значениях m_0

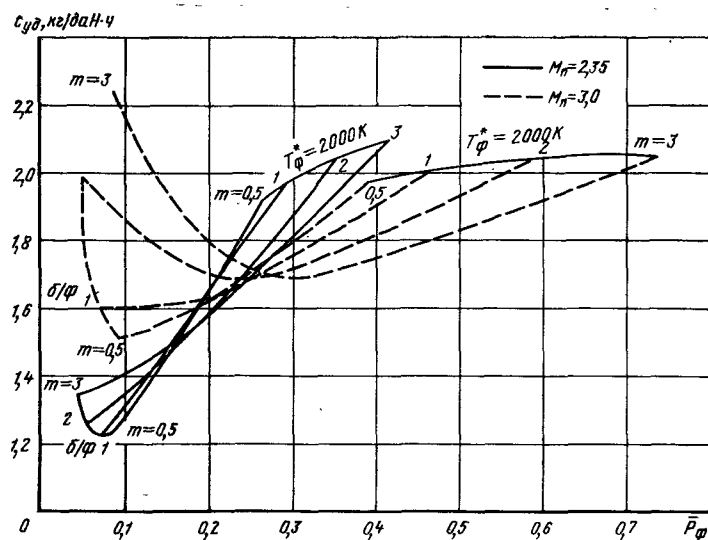
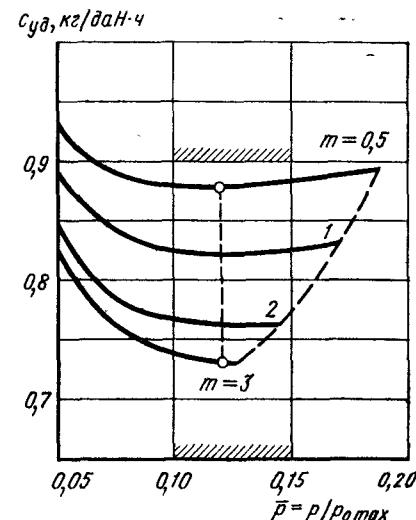


Рис. 10.11. Дроссельные характеристики ТРДДФ при сверхзвуковых скоростях полета ($T_g^* = 1600 \text{ K}$, $\pi_{k \Sigma 0}^* = 20$, $F_{кр. пр} = \text{const}$, $H = 20 \text{ км}$; $M_n = 2,35$ и $3,0$, $m_0 = 0,5; 1,0; 2,0; 3,0$)

Рис. 10.12. Дроссельная характеристика ТРДДФ на нефорсированных режимах ($T_g^* = 1600 \text{ K}$, $\pi_{k \Sigma 0}^* = 20$, $H = 11 \text{ км}$; $M_n = 0,8$)



Дросселирование ТРДДФ, как и ТРДФ, происходит вначале за счет снижения подачи топлива в форсажную камеру с соответствующим уменьшением площади критического сечения реактивного сопла.

Характер изменения $c_{уд. \phi}$ от \bar{P}_{ϕ} при дросселировании тяги от $\bar{P}_{\phi \max}$, соответствующей $T_{\phi}^* = 2000 \text{ K}$ до $T_{\phi}^* = T_{см}^*$ на скоростях полета $M_n = 2,35$ и $3,0$, при разных значениях m , приведен на рис. 10.11. По оси абсцисс на рис. 10.11 отложено отношение

$P_{\phi. \text{кр}}$ на высоте 20 км к $P_{\phi \max}$ на земле: $\bar{P}_{\phi} = \frac{P_{\phi \text{кр}}}{P_{\phi 0 \max}}$. При $M_n = 2,35$ дросселирование тяги путем снижения T_{ϕ}^* приводит к крутому снижению $c_{уд. \phi}$ вплоть до $T_{\phi}^* = T_{см}^*$. При максимальной $T_{\phi}^* = 2000 \text{ K}$ при переходе на большие значения m_0 $c_{уд. \phi}$ растет вместе с ростом \bar{P}_{ϕ} .

Рассматривая характер изменения $c_{уд. \phi}$ при некотором заданном значении \bar{P}_{ϕ} , например $\bar{P}_{\phi} = 0,3$, получим заметное снижение $c_{уд. \phi}$ при переходе от меньшего m к большему. Это происходит вследствие более глубокого дросселирования по T_{ϕ}^* на больших m , при котором обеспечивается заданное значение \bar{P}_{ϕ} . Глубокое дросселирование двигателя на $M_n = 2,35$ и тем более на $M_n = 3,0$ не имеет большого практического значения с точки зрения достигаемого уровня экономичности, так как для совершения горизонтального полета на $H = 20 \text{ км}$ \bar{P}_{ϕ} должна быть близкой к максимальному значению. Тем не менее представляет интерес характер изменения на этих скоростях $c_{уд}$ на максимальной нефорсированной тяге.

Как видно из рис. 10.11, на режиме максимальной нефорсированной тяги $c_{уд}$ имеет min при $m = 1,0$, а вся зависимость $c_{уд}$ от m при $m > 1$ имеет тот же характер, что и при $T_{\phi}^* = \max$, но \bar{P}_{ϕ} в этом случае не растет, а падает. При $\bar{P}_{\phi} \approx 0,15$ $c_{уд. \phi}$ независимо от m остается на одном уровне. При $M_n = 3,0$, кривая зависимости $c_{уд. \phi}$ от \bar{P}_{ϕ} на полном форсированном режиме имеет более пологий характер, чем на $M_n = 2,35$, а пересечение кривых $c_{уд} = f(\bar{P}_{\phi})$ для каждого значения m происходит при больших,

чем на $M_n = 2,35$, \bar{P}_Φ . На нефорсированных режимах ухудшающее влияние m на экономичность становится особенно заметным. Такая закономерность протекания кривых $c_{уд} = f(\bar{P}_\Phi)$ на сверхзвуковых скоростях объясняется характером влияния потерь при передаче энергии в наружный контур, которые растут с увеличением m , и влиянием полетного КПД, который растет с уменьшением $P_{уд}$, а следовательно, при увеличении m .

Дроссельные характеристики ТРДДФ на дозвуковых скоростях полета при дальнейшем дросселировании тяги за счет снижения T_r^* (при $T_\Phi^* = T_{см}^*$) показаны на рис. 10.12. Здесь приведены дроссельные характеристики ТРДДФ на $H = 11$ км при $M_n = 0,8$ при изменении m от $m = 0,5$ до $m = 3$. Заштрихованный участок $\bar{P} = P/P_{0\max}$ характеризует практически используемый интервал \bar{P} . Положительное влияние увеличения m здесь наглядно демонстрируется вертикальной пунктирной линией, соединяющей кривую $m = 0,5$ и кривую $m = 3,0$ при $\bar{P} = 0,12$. Выигрыш в экономичности при переходе от первого значения m ко второму достигает 20 %.

10.7. ДВИГАТЕЛИ ИЗМЕНЯЕМОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА (ТРДИ)

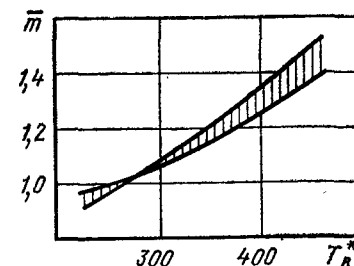
Рассматривая влияние степени двухконтурности на характеристики двигателя при различных скоростях полета, следует иметь в виду, что как показано на рис. 10.13, для выполнения двигателя величина m не остается постоянной по скорости полета (T_v^*), а увеличивается с ростом M_n .

Это свойство ТРДД следует из выражения $m = \frac{q(\lambda_{с.кр})_{II} F_{с.крII}}{q(\lambda_{в})_K F_v}$ (см. гл. 9). При $\pi_{сII} > \pi_{кр}$ и $F_{с.крII} = \text{const}$ изменение m происходит обратно пропорционально изменению $q(\lambda_{в})_K$. С увеличением M_n и, соответственно T_v^* , уменьшается $\bar{n}_{кр}$ и $q(\lambda_{в})_K$, что и обуславливает рост m . Иными словами, фактическое изменение степени двухконтурности ТРДД обычной схемы по скорости полета прямо противоположно тому, которое диктуется требованиями достижения высокой эффективности двигателя на больших скоростях полета, реализуемых при уменьшении m до $m = 0$ (ТРД, ТРДФ).

Для улучшения экономичности (километровых расходов топлива) некоторые конструкции многорежимных самолетов имеют крыло изменяемой стреловидности, обеспечивающее улучшение аэродинамики как на малых, так и на больших скоростях полета. К двигателю также предъявляется требование «адаптации», т. е. приспособления характеристик к условиям полета.

Наиболее приемлемым для рассматриваемого случая был бы двигатель, имеющий свойства ТРДД на дозвуковых скоростях полета и свойства ТРДФ на сверхзвуковых скоростях. Двигатель наиболее целесообразно изменяющий свои характеристики в за-

Рис. 10.13. Изменение относительной величины степени двухконтурности $m = (m/m_{0T_v=288})$ для разных законов регулирования по T_v^*



висимости от скорости и высоты полета, получил название двигателя изменяемого рабочего процесса (ТРДИ) или двигателя изменяемой степени двухконтурности.

Рассматриваются всевозможные схемы, позволяющие в той или иной мере приблизиться по характеристикам к наиболее эффективному гипотетическому двигателю.

На рис. 10.14; 10.15; 10.16 представлены некоторые из возможных схем ТРДИ, предложенные фирмами Роллс-Ройс и Пратт-Уитни [19].

Двигатель Роллс-Ройс, схема которого изображена на рис. 10.14, имеет общий компрессор низкого давления (вентилятор), центральный газогенератор, обеспечивающий работу турбины вентилятора и группы модульных двигателей — ТРД или ТРДФ, расположенных вокруг центрального газогенератора. На малых скоростях полета модульные ТРД не работают, и воздух от компрессора низкого давления, поступающий в наружный контур, по каналам проходит непосредственно в реактивное сопло наружного контура. Двигатель работает как ТРДД. На сверхзвуковых скоростях полета воздух от компрессора низкого давления, поступающий в наружный контур, подается на вход в модульные ТРД, в результате — двигатель по характеристикам приближается к ТРД или ТРДФ.

Во второй схеме той же фирмы (рис. 10.15) в наружном контуре имеется камера сгорания 1, за турбиной вентилятора расположен смеситель 2, после которого общий поток газа поступает на турбину 4 и затем в общую форсажную камеру 5. Турбина 4 механически связана с турбиной 3 компрессора низкого давления. На дозвуковых скоростях камера 1 и форсажная камера 5 выключаются, а работа турбины 4 путем регулирования соплового аппарата минимизируется. Двигатель по характеристикам приближается к характеристике ТРДД. На сверхзвуковых скоростях полета с включенными камерами 1 и 5 он имеет характеристики, близкие к характеристикам ТРДФ.

На рис. 10.16 показана принципиальная схема трехконтурного ТРДИ фирмы Пратт-Уитни с переключающим устройством. На малых скоростях двигатель работает по схеме а, согласно которой два последовательно расположенных вентилятора обеспечивают сжатым воздухом два параллельно работающих наружных контура, суммарный расход через которые достаточно велик, т. е. двигатель работает на больших m и имеет высокую экономичность. На сверхзвуковых скоростях оба вентилятора работают

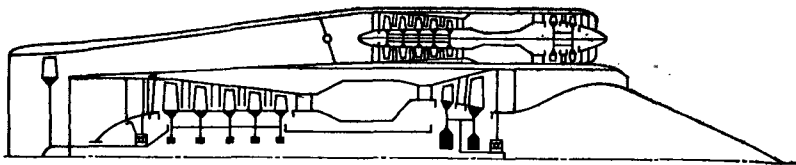


Рис. 10.14. Принципиальная схема ТРДИ, состоящего из центрального ТРДД и модульных двигателей — ТРД или ТРДФ

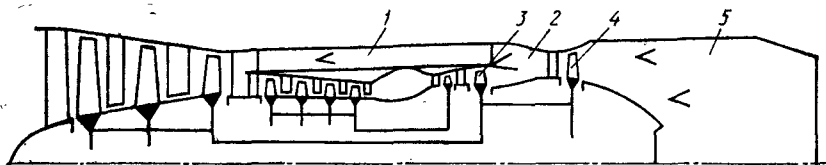


Рис. 10.15. Принципиальная схема ТРДИ с камерой сгорания в наружном контуре и общей турбиной вентилятора

последовательно, а один из наружных контуров перекрыт. В этом случае увеличивается общая степень повышения давления, уменьшается m и в сочетании с форсированием во внешнем контуре двигатель обеспечивает получение высокой удельной тяги.

Приведенные схемы являются лишь примерами возможных решений, но и этих примеров достаточно, чтобы показать, что: а) схемы двигателей существенно усложняются; б) наличие работающих только на некоторых режимах узлов дополнительно утяжеляют конструкцию.

Успешное решение проблемы уменьшения массы ТРДИ лежит на пути дальнейшего повышения температуры газа перед турбиной, хотя и в случае обычной схемы ТРДДФ такой путь

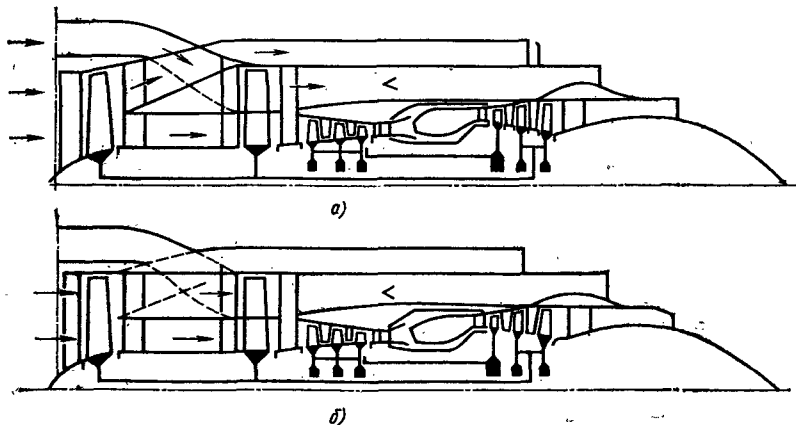


Рис. 10.16. Принципиальная схема ТРДИ с устройством для переключения потоков воздуха

достаточно эффективен. По-видимому, наиболее естественным путем развития ТРДИ будет последовательное расширение числа регулируемых элементов ТРДДФ на первом этапе. Имеются в виду такие элементы, как смеситель, сопловые аппараты турбин в сочетании с более широкой механизацией компрессоров низкого и высокого давлений.

ГЛАВА 11. ТУРБОВИНТОВЫЕ, ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ, ТУРБОВАЛЬНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

11.1. ТУРБОВИНТОВЫЕ И ТУРБОВАЛЬНЫЕ ДВИГАТЕЛИ. СХЕМЫ. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ

Турбовинтовой и турбовальный двигатели характеризуются тем, что в них основная часть свободной энергии преобразуется в механическую работу, используемую для привода воздушного винта или винтовентилятора в случае ТВД и ТВВД или для привода ротора несущей системы вертолета.

В случае ТВД и ТВВД совокупность двигателя и винта можно рассматривать как двухконтурный двигатель без смещения со степенью двухконтурности 60 ... 100 и более (в зависимости от характеристики винта). Действительно, в гл. 9 было показано, что оптимальная степень повышения давления вентилятора ТРДД зависит лишь от сопротивления (внешнего и внутреннего) проточной части наружного контура, причем с уменьшением сопротивления оптимальная степень повышения давления также уменьшается.

В случае ТВД и ТВВД отсутствие замкнутой проточной части наружного контура, а следовательно и лобового сопротивления gondoly наружного контура, снижает оптимальное π_v^* до 1.

Главным видом потерь винта и винтовентилятора являются потери, связанные с обтеканием лопастей винта.

С увеличением скорости полета на концах лопастей абсолютная скорость становится околосвуковой и сверхзвуковой, и появляются дополнительные волновые потери, которые заметно снижают КПД винта. Поэтому ТВД применяются для ЛА с относительно небольшими крейсерскими скоростями полета $V_n = 500 \dots 650$ км/ч, при которых эти двигатели являются наиболее экономичными. При больших скоростях, соответствующих 850 ... 950 км/ч, наиболее экономичными становятся ТРДД, вентилятор которых благодаря торможению потока в воздухозаборнике работает при оптимальных скоростях на входе.

Винтовентиляторы, имея специальную профилировку лопастей, позволяют сохранить высокое значение КПД винта и при скоростях, соответствующих $M_n \approx 0,8$ (850 км/ч).

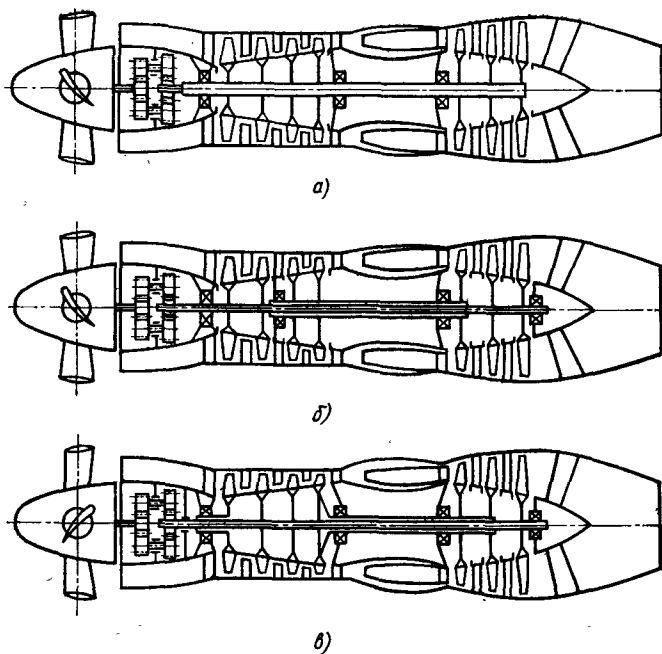


Рис. 11.1. Принципиальные схемы ТВД

Переход от ТВД к ТРДД в пассажирской авиации средней и большой дальности был связан не только с худшей экономичностью ТВД на больших скоростях, но и с наличием присущих этим двигателям других недостатков, таких как повышенный уровень шума, вибрации, необходимости применения тяжелого и требующего высочайшей точности изготовления редуктора между валом двигателя и винтом и др. Эти недостатки стимулируют исследования и поиски новых решений, которые будучи примененными в ТВВД, сделают последние конкурентно-способными ТРДД при больших дозвуковых скоростях полета.

Рассмотрим схемы ТВД, их рабочий процесс и характеристики.

Известны различные конструктивные схемы ТВД. Простейший двигатель — одновальный (рис. 11.1, а). Большое достоинство такого двигателя — его хорошая приемистость, однако, одновальность затрудняет согласование работы компрессора, турбины и винта. Другой распространенной схемой является ТВД с однокаскадным компрессором и так называемой свободной турбиной, расположенной на отдельном валу и служащей только для привода винта (рис. 11.1, в) (турбовальные двигатели). Именно по такой схеме обычно выполняются ГТД

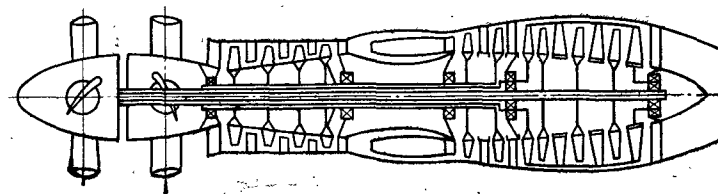


Рис. 11.2. Принципиальная схема ТВДД с биротативной турбиной

для вертолетов. Этот двигатель более гибок, требует меньшей мощности пусковых устройств, чем одновальный двигатель, но отличается худшей приемистостью. Находит применение также и ТВД с двухкаскадным компрессором, у которого винт и компрессор низкого давления приводятся отдельной турбиной (рис. 11.1, б). По свойствам ТВД с двухкаскадным компрессором занимает промежуточное положение между одновальным ТВД и ГТД со свободной турбиной.

Для согласования частоты вращения турбины и винта в ТВД применяют редукторы. Передаточное отношение от вала редуктора к валу винта определяется диаметром винта и передаваемой мощностью, оно обычно равно 10 ... 16.

Возможны и безредукторные схемы ТВВД (рис. 11.2), в которых два соосных винтовентилятора противоположного вращения приводятся непосредственно тихоходной биротативной свободной турбиной, состоящей из двух барабанов с лопаточными венцами, вращающимися в противоположные стороны, причем каждый венец, вращающийся в одну сторону, является сопловым аппаратом для последующего венца, вращающегося в противоположном направлении.

Достоинствами такой схемы являются отсутствие ограничения мощности редуктора, возможность работы турбины с минимальными радиальными зазорами, возможность применения легких, в том числе керамических, лопаток. Применение двух винтовентиляторов противоположного вращения позволяет повысить КПД винта на 5 ... 8 % по сравнению с однорядным винтом.

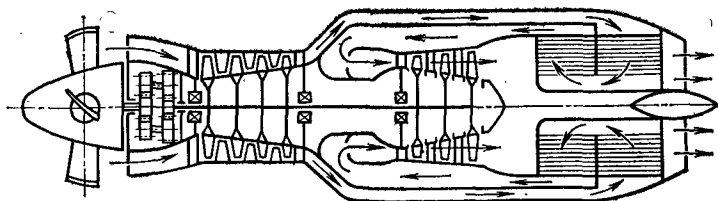
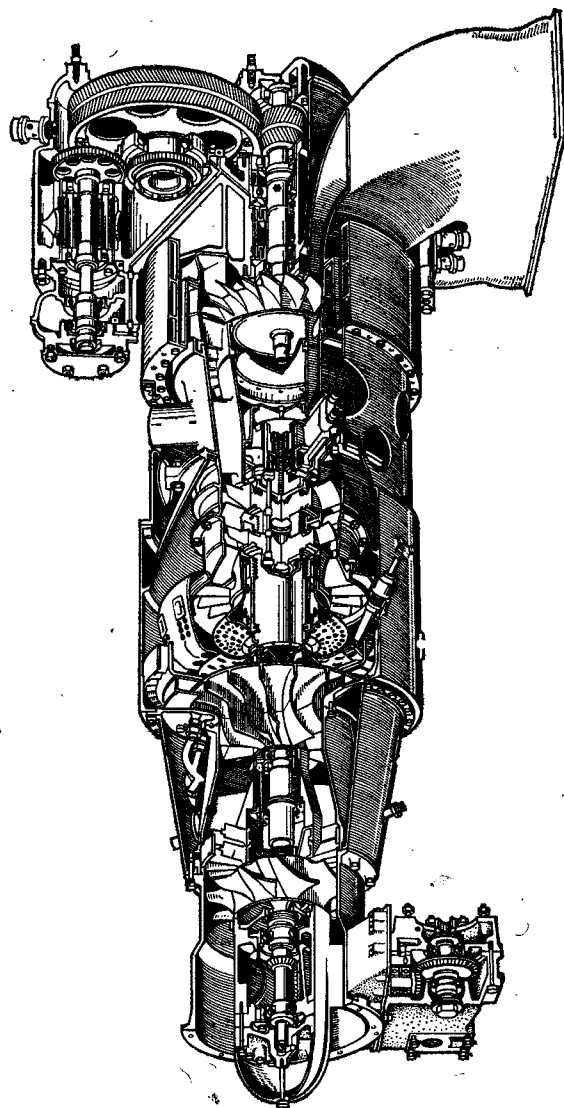


Рис. 11.3. Принципиальная схема ТВД с регенерацией тепла

Рис. 11.4. Принципиальная схема турбовального ГТД



Значительный интерес привлекают к себе схемы ТВД и турбовальных ГТД с регенерацией тепла (рис. 11.3). В таких двигателях воздух, сжатый в компрессоре, направляется в теплообменник, установленный за турбиной, и нагревается в нем, отбирая часть тепла у потока газа перед реактивным соплом. Далее нагретый воздух идет в камеру сгорания. Применение регенерации тепла способствует снижению удельного расхода топлива ценой некоторого уменьшения удельной мощности двигателя, которое происходит вследствие потерь давления газа и воздуха в теплообменнике и уменьшения скорости истечения из реактивного сопла из-за снижения T_c^* , а также, главным образом, из-за увеличения массы и габаритных размеров двигателя. Поэтому использование ТВД с регенерацией тепла возможно в случае появления достаточно легких и компактных теплообменников, имеющих также приемлемые эксплуатационные свойства (надежность, засоряемость и др.).

Принципиальная схема турбовального ГТД, предназначенного для вертолета, показана на рис. 11.4.

11.2. ПАРАМЕТРЫ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОТЫ ТВД. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ТВД

Полезная работа ТВД, равная разности теплоты, выделившейся при сгорании топлива в камере сгорания Q_1 и отведенной в цикле ($i_c - i_b$), с учетом потерь в редукторе равна

$$L_e = (L_T - L_K) \eta_p + \frac{c_c^2 - V_n^2}{2} = L_b + \frac{c_c^2 - V_n^2}{2}, \quad (11.1)$$

где L_b — работа на валу винта; η_p — КПД, учитывающий потери в редукторе и другие механические потери.

Под эффективным КПД ТВД (подробнее см. гл. 1) понимают отношение

$$\eta_e = \frac{L_e}{q_T H_u}, \quad (11.2)$$

а под КПД движителя — отношение

$$\eta_{дж} = \frac{P_b + P_c}{G_b L_e} V_n \approx \eta_b, \quad (11.3)$$

где $\eta_b = \frac{P_b V_n}{L_b}$ — КПД винта.

В выражении (11.3) P_b и P_c — тяга винта и реактивная тяга двигателя соответственно. Помимо суммарной тяги двигателя в практике широкое применение находит понятие эквивалентной мощности турбовинтового двигателя

$$N_b = N_b + \frac{P_c V_n}{\eta_b}, \quad (11.4)$$

которое представляет собой сумму мощности, развиваемой на валу винта N_b , и такой дополнительной мощности, которую потребовалось бы развить на валу винта для получения тяги винта $P'_b = P_c$.

В условиях старта $\eta_b = 0$. Поэтому реактивная мощность винта $N_{вр} = N_b \eta_b$ и мощность струи, вытекающей из сопла, $N_c = P_c V_n$ равны нулю, в то время как тяга винта P_b и тяга сопла P_c имеют вполне определенные значения, отличные от нуля.

В этом случае для определения суммарной тяги используется эмпирический параметр $\tau = P_b / N_b$, зависящий от характеристики винта или винтовентилятора. Величина τ обычно лежит в пределах $\tau = 1,2 \dots 1,6$ даН/кВт.

Тяга P_Σ в этом случае находится из выражения

$$P_\Sigma = N_b \tau + P_c. \quad (11.5)$$

Экономичность ТВД оценивается удельным расходом топлива, т. е. часовым расходом, отнесенным к эквивалентной мощности двигателя

$$c_g = \frac{G_T \cdot 3600}{N_b}, \quad (11.6)$$

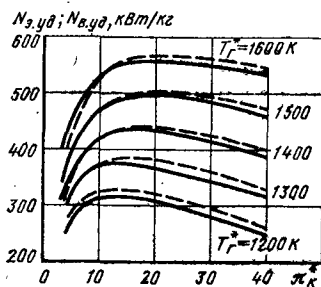
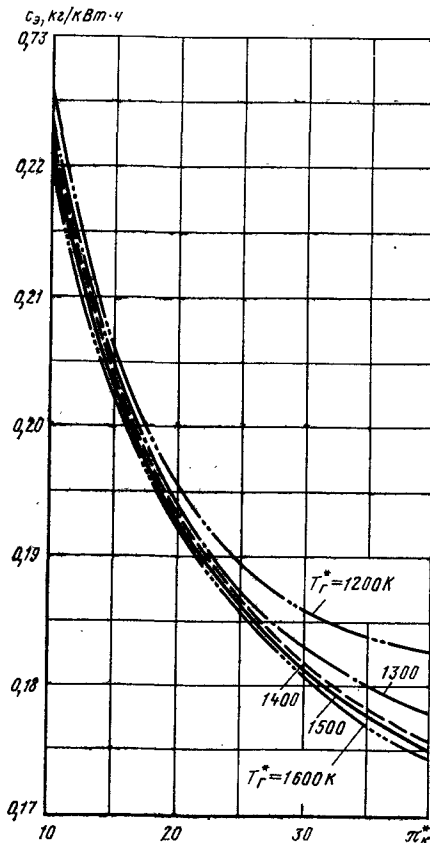


Рис. 11.6. Влияние параметров рабочего процесса на удельные мощности ТВД: — $N_{э, уд}$; — $N_{в, уд}$

Рис. 11.7. Влияние параметров рабочего процесса на удельный расход топлива ТВД



мощность на валу винта составляет $1/3$ от общей мощности турбины, то при изменении последней на 1 % мощность на валу винта изменится на 3 %. Такая закономерность позволяет сделать вывод и о том, что при $\pi_k^* = \text{const}$ влияние T_r^* на $N_{э, уд}$ будет тем большим, чем меньше исходное значение T_r^* . По той же причине с ростом π_k^* влияние изменения T_r^* также возрастает (см. рис. 11.6). В отличие от ТРД в ТВД увеличение T_r^* во всех случаях способствует снижению $c_{э}$, так как полный КПД в ТВД изменяется практически так же, как и КПД эффективный (полетный КПД почти не зависит от рабочего процесса в двигателе). Зависимость эффективного КПД от T_r^* (см. гл. 1) по мере роста последней становится все менее интенсивной. Соответственно изменяется и $c_{э}$ (см. рис. 11.7). Из рассмотрения рис. 11.6 и 11.7 видно, что при используемых в настоящее время в ТВД $\pi_k^* = 10 \dots 14$ и $T_r^* = 1200 \dots 1400$ К $N_{э, уд} = 330 \dots 440$ кВт/кг, а $c_{э} = 0,215 \dots 0,220$ кг/(кВт·ч). В ТВД в дальнейшем можно ожидать увеличения T_r^* до 1600 ... 1700 К, а π_k^* до 30 ... 40. При таких параметрах $c_{уд}$ ТВД при $H = 11$ и $M_n = 0,8$ по имеющимся оценкам должен быть на 20 ... 25 % ниже, чем у ТРДД, которые войдут в эксплуатацию в конце 80-х годов [19].

Удельный вес ТВД можно представить в виде зависимости

$$\gamma_{дв0} = \frac{g \mu_{дв0}}{N_{э, уд0}}$$

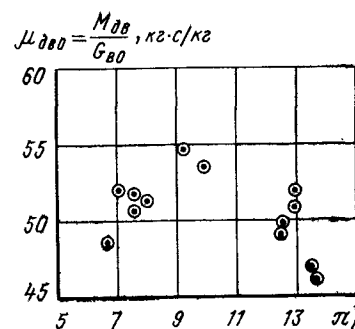
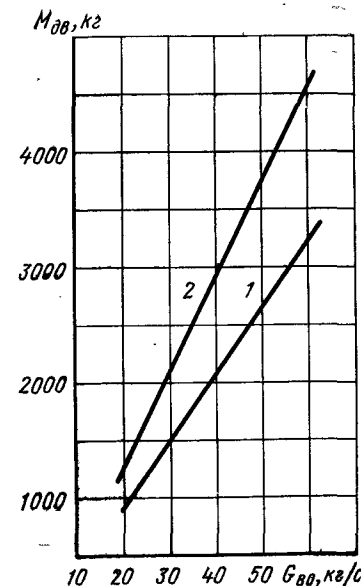


Рис. 11.8. Изменение относительной массы ТВД в зависимости от величины $\pi_{к0}^*$

Рис. 11.9. Изменение массы ТВД в зависимости от расхода воздуха



Относительная масса двигателя $\mu_{дв0} = \frac{M_{дв}}{G_{в0}}$ (отношение

массы двигателя к расходу воздуха при взлете), как показывает рассмотрение статистических данных (рис. 11.8), слабо зависит от величины степени повышения давления воздуха в компрессоре при взлете $\pi_{к0}^*$. В диапазоне изменения $\pi_{к0}^* = 7 \dots 14$ максимальное отклонение $\mu_{дв0}$ от его среднего значения не превышает 8 ... 9 %. Слабое влияние $\pi_{к0}^*$ на величину $\mu_{дв0}$ связано со следующими обстоятельствами. Относительную массу ТВД можно считать состоящей из трех составляющих: относительной массы компрессора $\mu_k = \frac{M_k}{G_{в0}}$, относительной массы турбины $\mu_t = \frac{M_t}{G_{в0}}$ и относительной массы редуктора $\mu_p = M_p/G_{в0}$;

$$\mu_{дв0} = \mu_k + \mu_t + \mu_p.$$

Относительная масса компрессора растет при увеличении $\pi_{к0}^*$ в связи с увеличением количества ступеней и давления воздуха в компрессоре. Однако, если в ТРД (при условном разделении его массы между компрессором и турбиной) масса компрессора составляет 50 ... 60 % массы двигателя, то в ТВД (при условном разделении его массы между компрессором, турбиной и редуктором) масса компрессора равна 30 ... 32 % массы двигателя. Из графиков на рис. 11.6 видно, что при изменении π_k^* от 7 до 10 величина $N_{э, уд}$ при $T_r^* = 1200 \dots 1400$ К возрастает, но весьма слабо (на 4 ... 5 %). Дальнейшее повышение π_k^* до 14 ... 15 практически не изменяет величины удельной мощности.

Таким образом, в рассматриваемом диапазоне изменения π_k^* масса турбины ТВД изменяется незначительно. Относительная

масса редуктора при заданном передаточном отношении редуктора также пропорциональна удельной мощности на валу винта и, следовательно, изменяется весьма слабо. Указанные соображения оправдывают выбор при оценке массы ТВД величины его относительной массы в рассматриваемом диапазоне изменения π_k^* и T_r^* постоянной и равной $\mu_{дво} = 50 \text{ кг} \cdot \text{с/кг}$. При этом предположении масса ТВД становится линейной функцией расхода воздуха в условиях полета (рис. 11.9). На рис. 11.9 прямая 1 соответствует массе ТВД с редуктором, а прямая 2 — массе ТВД с редуктором и двумя соосными винтами.

Удельный вес современных ТВД без винта в зависимости от типа двигателя и величины T_r^* изменяется в пределах от 0,17 до 0,33 кг/кВт.

11.4. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТВД И ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА

Изменение параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя с регенерацией тепла характеризуется $i-s$ -диаграммой, показанной на рис. 11.10. В теплообменнике, установленном за турбиной, тепло, отведенное от газа ($i_t - i_k^*$), сообщается воздуху ($i_k^* - i_k^{**}$).

Для ТВД с регенерацией тепла характерной величиной является степень регенерации, представляющая собой отношение количества тепла, подведенного к воздуху в теплообменнике, к тому предельному количеству тепла, которое могло бы быть подведено к воздуху в идеальном случае:

$$\sigma_{\text{рег}} = \frac{i_k^* - i_k^{**}}{i_t^* - i_k^*}.$$

Регенерация тепла в газотурбинном двигателе сопровождается уменьшением скорости истечения газа и падением полного давления воздуха и газа при прохождении их через теплообменник, а следовательно, уменьшением удельной мощности (тяги) двигателя. Вместе с тем, использование тепла газов для подогрева воздуха приводит к снижению удельного расхода топлива.

Из рассмотрения рис. 11.10 следует, что наибольшее количество тепла может быть передано от отработавших газов воздуху в том случае, когда разность температур ($T_r^* - T_k^*$) достигает максимального значения. По этой причине можно предположить, что наиболее эффективным является применение регенерации тепла в ТРД. В действительности, как это видно на рис. 11.10, такое предположение ошибочно. На рис. 11.11 показано изменение удельного расхода топлива ТРД с $\pi_k^* = 4 \dots 20$ и $T_r^* = 1400 \text{ К}$ в зависимости от степени регенерации в полете при $H = 0,5 \text{ км}$, $V_{\text{п}} = 400 \text{ км/ч}$. Из графиков следует, что если,

например, принять за эталон для сравнения ТРД без регенерации тепла при $\pi_k^* = 20$, то регенерация тепла становится выгодной (по соображениям экономичности) у ТРД с $\pi_k^* = 8$ при $\sigma_{\text{рег}} > 0,55$, а у ТРД с $\pi_k^* = 4$ при $\sigma_{\text{рег}} > 0,75$. На рис. 11.11 нанесена также кривая, в каждой точке которой в ТРД без регенерации тепла поддерживается оптимальное по экономичности значение T_r^* (для данного π_k^*). Таким образом, например, в ТРД с $\pi_k^* = 8$ применение регенерации тепла может дать преимущество в $c_{\text{уд}}$ перед ТРД с $\pi_k^* = 8$ без регенерации тепла, работающим при $T_{r, \text{эк}}^*$, только при $\sigma_{\text{рег}} > 0,7$; при $\pi_k^* = 12$ — только при $\sigma_{\text{рег}} > 0,76$, а при $\pi_k^* = 20$ — ни при каких обстоятельствах. На рис. 11.12 показана зависимость $P_{\text{уд}}$ от $\sigma_{\text{рег}}$, откуда видно, что при увеличении $\sigma_{\text{рег}}$, $P_{\text{уд}}$ в ТРД уменьшается.

В ТВД и турбовальном двигателе применение регенерации тепла более выгодно, чем в ТРД, в связи с тем, что повышение T_r^*

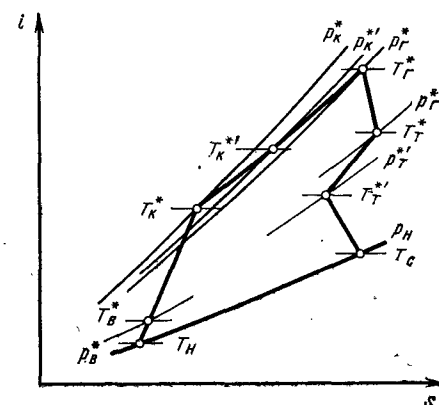


Рис. 11.10. Изображение цикла ТВД (турбовального ГТД) с регенерацией тепла в $i-s$ -диаграмме

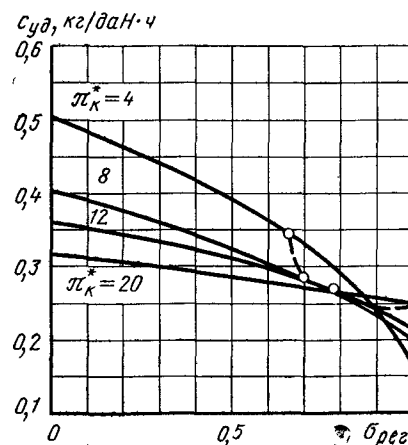


Рис. 11.11. Изменение $c_{\text{уд}}$ ТРД с регенерацией тепла в зависимости от величины π_k^* и $\sigma_{\text{рег}}$ ($H = 0,5 \text{ км}$, $V_{\text{п}} = 400 \text{ км/ч}$, $T_r^* = 1400 \text{ К}$):
— — — — $T_r^* = T_{r, \text{эк}}^*$

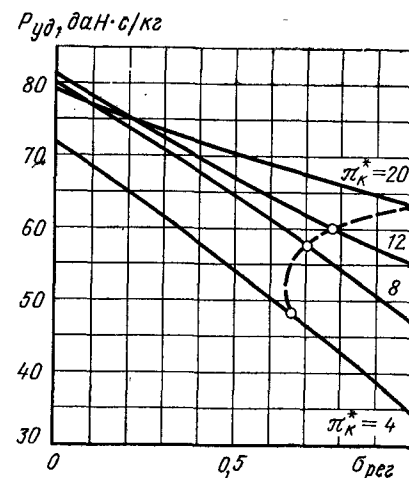


Рис. 11.12. Изменение $P_{\text{уд}}$ ТРД с регенерацией тепла в зависимости от величины π_k^* и $\sigma_{\text{рег}}$ ($H = 0,5 \text{ км}$, $V_{\text{п}} = 400 \text{ км/ч}$, $T_r^* = 1400 \text{ К}$)

в ТВД в отличие от ТРД приводит к снижению удельного расхода топлива, а регенерация тепла эффективна только при повышении T_r^* . С другой стороны, поскольку доля удельной мощности, создаваемой реактивной струей, в ТВД мала, то и отвод тепла от газа в теплообменнике слабо влияет на удельную мощность двигателя. На рис. 11.13 и 11.14 показано изменение $N_{э. уд}$, $N_{в. уд}$ и c_a в зависимости от степени регенерации $\sigma_{рег}$ и степени

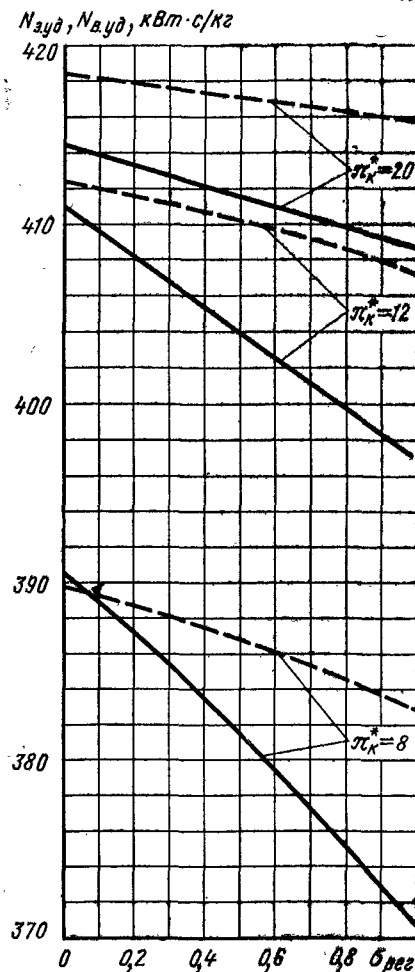


Рис. 11.13. Изменение величин удельных мощностей ТВД в зависимости от величин π_k^* и $\sigma_{рег}$ ($H = 11$ км, $V_{п} = 720$ км/ч, $T_r^* = 1400$ К):
— — — $N_{э. уд}$; — — — $N_{в. уд}$

повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* при $T_r^* = 1400$ К в условиях полета при $H = 11$ км и $V_{п} = 720$ км/ч. Во всех случаях потери полного давления в регенераторе принимались равными 10 %. Перепад давлений в реактивном сопле был принят равным $\pi_c^* = 1,1$. Из графиков на рис. 11.14 видно, что применение регенерации тепла сопряжено со снижением $N_{э. уд}$ и $N_{в. уд}$, например, при $\sigma_{рег} = 0,7 \dots 0,8$ на 1 ... 4 %, причем увеличение π_k^* уменьшает эти потери. В рассматриваемых условиях, как это видно из рис. 11.14, при

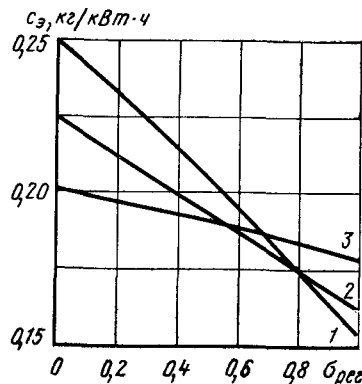


Рис. 11.14. Изменение удельного расхода топлива ТВД в зависимости от величин π_k^* и $\sigma_{рег}$ ($H = 11$ км, $V_{п} = 720$ км/ч, $T_r^* = 1400$ К):
1 — $\pi_k^* = 8$; 2 — $\pi_k^* = 12$; 3 — $\pi_k^* = 20$

$\sigma_{рег} = 0,7 \dots 0,8$ ТВД с регенерацией тепла с $\pi_k^* = 8 \dots 20$ экономичнее ТВД без регенерации тепла при том же π_k^* на 10 ... 30 %. Характерной является зависимость величины c_a от степени регенерации: в области $\sigma_{рег} < 0,4 \dots 0,5$ повышение π_k^* в диапазоне его изменения от 8 до 20 приводит к снижению c_a , а в области больших $\sigma_{рег}$, например, при $\sigma_{рег} = 0,7 \dots 0,8$ существует оптимальное по экономичности значение $\pi_k^* = 8 \dots 12$, причем чем больше $\sigma_{рег}$, тем меньше $\pi_{k, опт}^*$. Естественно, что повышение T_r^* повышает эффективность использования регенерации в ТВД. Таким образом, регенерация тепла в ТВД требует применения высоких T_r^* и относительно умеренных величин π_k^* . Применение регенерации тепла в ТВД может быть оправдано только в том случае, если удастся выполнить теплообменник и весь двигатель с приемлемым удельным весом. В настоящее время можно считать возможным применение в ТВД следующих трех основных типов теплообменников: 1) теплообменников трубчатого или пластинчатого типов, в которых осуществляется непосредственная передача тепла от газа к воздуху через стационарную поверхность; 2) двух теплообменников — одного за компрессором, другого — за турбиной, связанных между собой трубопроводами с промежуточным теплоносителем (жидким металлом); 3) вращающегося теплообменника. Наиболее простым типом теплообменника следует признать первый. При $\sigma_{рег} = 0,7 \dots 0,8$ масса ТВД, турбовального двигателя, по-видимому, будет на 40 ... 80 % больше, чем масса ТВД без регенерации тепла. Необходимо также иметь в виду, что применение теплообменника приведет к увеличению поперечного габаритного размера двигателя, что, в свою очередь, явится причиной снижения эффективной тяги двигателя (на 2 ... 5 %).

11.5. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВД И ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Дроссельными характеристиками ТВД и турбовальных двигателей называются зависимости его основных данных ($N_{э}$, $N_{в}$, c_a) от параметров, характеризующих изменение режима работы двигателя. В отличие от ТРД режим работы одновального ТВД определяется заданием двух параметров, например, частоты вращения и приведенного расхода топлива, если эти параметры не связаны между собой регулятором, что характерно для стендовых испытаний ТВД с гидротормозом, служащим для поглощения мощности на валу винта. В этом случае характеристики и параметры ТВД представляют в виде зависимости от приведенного расхода топлива $G_{т. пр}$. Типичная дроссельная характеристика одновального ТВД показана на рис. 11.15. При условии постоянной приведенной частоты вращения уменьшение $G_{т. пр}$

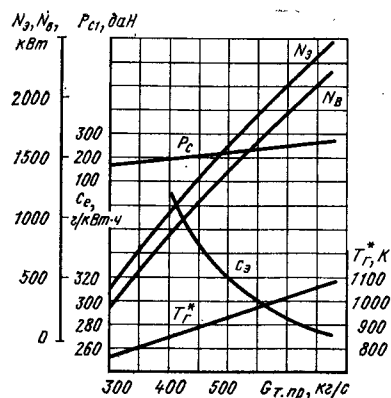


Рис. 11.15. Дроссельные характеристики ТВД по расходу топлива

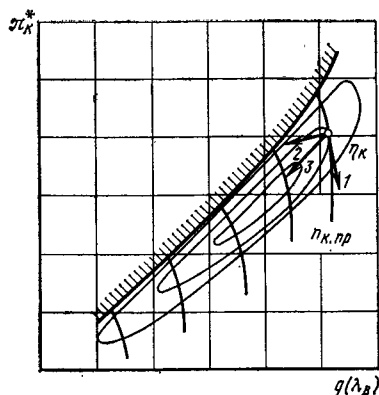


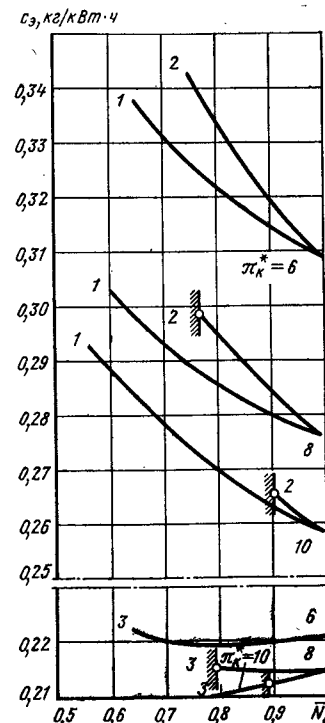
Рис. 11.16. Законы дросселирования ТВД: 1 — $n_{пр} = \text{const}$; 2 — $T_r^* = \text{const}$; 3 — $n_{пр} = \text{var}$; $T_r^* = \text{var}$

приводит к уменьшению T_r^* и перемещению рабочей точки на напорной ветви характеристики компрессора в сторону меньших π_k^* (рис. 11.16, направление 1). В соответствии с уменьшением π_k^* снижается величина π_k^* и π_k^* , и в зависимости от крутизны напорной ветви компрессора в большей или меньшей мере возрастает приведенный расход воздуха.

Снижение $G_{т.пр}$ приводит к уменьшению N_a , N_b , P_c и к увеличению c_a . Уменьшение N_a , N_b , P_c обусловлено снижением величины свободной энергии. Увеличение c_a объясняется уменьшением T_r^* , а также уменьшением КПД элементов двигателя. Достоинством такого способа дросселирования или разгона двигателя является его хорошая приемистость, так как изменение мощности двигателя совершается при постоянной частоте вращения ротора двигателя. Существенный его недостаток — весьма заметное снижение КПД компрессора и турбины при уменьшении $G_{т.пр}$. Другим возможным предельным способом дросселирования ТВД такой схемы является уменьшение частоты его вращения при условии $T_r^* = \text{const}$ (направление 2). В этом случае рабочая линия на характеристике компрессора быстро достигает границы устойчивой работы компрессора. Так как при данном способе регулирования ТВД при заданной степени уменьшения $N_{a.пр}$ требуется значительное изменение $G_{в.пр}$, то практическое применение такого способа регулирования сопряжено с необходимостью регулирования компрессора для удаления границы помпажа от линии рабочих режимов.

Возможен промежуточный способ дросселирования одновального ТВД путем одновременного снижения $n_{пр}$ и T_r^* (направление 3). При таком способе дросселирования линия рабочих режимов на характеристике компрессора может проходить вблизи

Рис. 11.17. Изменение величин c_a при различных способах дросселирования ТВД



максимальных КПД компрессора при сохранении необходимых запасов по устойчивости компрессора. Недостаток этого способа регулирования ТВД — ухудшение приемистости двигателя в связи с необходимостью изменения частоты вращения ротора.

На рис. 11.17 показано изменение c_a в зависимости от эквивалентной мощности для двух предельных способов регулирования ТВД: а) $T_r^* = \text{const}$ (кривые 2) и б) $n_{пр} = \text{const}$ и $T_r^* = \text{var}$ (кривые 1). При одинаковой степени дросселирования ТВД по N_a способ дросселирования двигателя при $n_{пр} = \text{const}$ оказывается более экономичным, чем способ дросселирования двигателя при $T_r^* = \text{const}$ и $n_{пр} = \text{var}$. Это объясняется тем, что для достижения одинаковой степени дросселирования по N_a во втором случае требуется глубокое изменение $G_{в.пр}$ и соответствующее ему снижение π_k^* . Выбор целесообразного способа регулирования ТВД при его дросселировании

непосредственно связан также с характеристикой винта. Вопрос о влиянии характеристики винта на характеристику ТВД рассмотрен ниже. Особенное протекание имеют дроссельные характеристики ТВД с регенерацией тепла (кривые 3 на рис. 11.17). При уменьшении эквивалентной мощности при $T_r^* = \text{const}$ удельный расход топлива ТВД с регенерацией тепла не возрастает, как в обычном ТВД, а остается примерно постоянным, достигая минимального значения при некоторой степени дросселирования. Этот весьма благоприятный характер изменения c_a ТВД с регенерацией тепла объясняется тем, что в теплообменнике ТВД при уменьшении расхода воздуха и $T_r^* = \text{const}$ возрастает степень регенерации. Таким образом, преимущество ТВД с регенерацией тепла перед обычным ТВД в экономичности оказывается особенно сильным на дроссельных режимах, где выигрыш в c_a при заданной степени дросселирования может достигать 30 ... 40 %.

В отличие от ТВД одновальной схемы в ТВД со свободной турбиной (см. рис. 11.1, в) при изменении $G_{т.пр}$ параметры газогенератора ($G_{в.пр}$, π_k^* , η_k) изменяются однозначно по единственной ЛРР, так же как и у ТРД при условии $\pi_k^* = \text{const}$, так как сопловой аппарат свободной турбины имеет постоянное проходное сечение. Эта закономерность определяет величину $L_{св}$, а сле-

довательно, и характер изменения N_a и c_a по $G_{т.пр.}$. Сравнивая дроссельные характеристики двигателя такой схемы с характеристиками одновального ТВД, следует отметить, что они мало отличаются друг от друга, особенно если регулирование последнего проходит по направлению 3 рис. 11.16. Такие же выводы можно сделать и в отношении дроссельных характеристик ТВД двухвальной схемы (см. рис. 11.1, б).

11.6. ВЫСОТНЫЕ И СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВД И ТУРБОВАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ЗАКОНЫ ИХ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Расчет высотных и скоростных характеристик ТВД и турбовальных двигателей имеет ряд особенностей по сравнению с общими принципами расчета характеристик ТРД. Во-первых, вследствие того, что в ТВД $\pi_c^* < \pi_{с.кр.}^*$, перепад давлений в турбине π_t^* изменяется в весьма широких пределах, причем для определения π_c^* и π_t^* при изменении скорости и высоты полета может быть использована зависимость, полученная в гл. 8 (8.64). Значительное изменение π_t^* вызывает необходимость использования при расчете характеристик ТВД характеристики его турбины (турбин в случае двухкаскадной схемы или схемы со свободной турбиной). Во-вторых, возникает необходимость учета реального изменения КПД винта при изменении полетных условий и режима работы двигателя. На рис. 11.18 дана характеристика винта в виде зависимости коэффициента мощности винта $\beta = \frac{N_B}{\rho_n n^3 D_B^3}$ от угла установки лопасти винта ϕ и скорости $V_{п.}$.

В качестве параметра на характеристике винта отложено значение КПД винта η_B . Характеристика винта построена при постоянной частоте вращения вала винта. На рис. 11.19 приведена характеристика винта в виде зависимости КПД винта от частоты вращения его вала при двух постоянных значениях мощности на валу винта, отнесенных к максимальной мощности на валу винта. Характер протекания высотных и скоростных

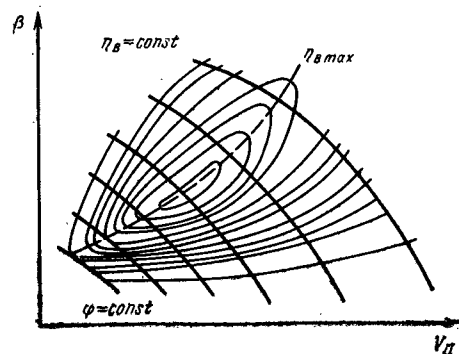


Рис. 11.18. Примерная характеристика винта

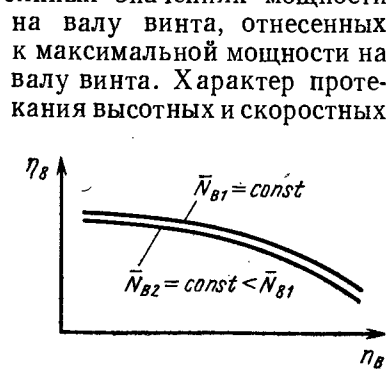


Рис. 11.19. Зависимость величин η_B от величин n_B и N_B

характеристик ТВД зависит от закона регулирования двигателя. Существуют ТВД, отличающиеся тем, что при постоянной скорости полета величина T_t^* в них до некоторой высоты полета возрастает, так что значения N_a и N_B в этом диапазоне высот сохраняются примерно постоянными. При дальнейшем увеличении высоты полета величина T_t^* поддерживается постоянной, а величины N_a и N_B уменьшаются (сплошные линии на рис. 11.20). Уменьшение N_a и N_B при $T_t^* = \text{const}$ с увеличением высоты полета происходит из-за более интенсивного уменьшения расхода воздуха, чем увеличение $N_{a.уд.}$ и $N_{B.уд.}$ (рис. 11.21), обусловленного возрастанием суммарной степени повышения давления в двигателе. На участке $H = 0 \dots 3,8$ км удельные мощности растут более интенсивно, чем на высоте $H > 3,8$ км, из-за одновременного роста T_t^* . На высоте более 11 км температура атмосферного воздуха постоянна, вследствие чего величина суммарной степени повышения давления в двигателе и, следовательно, значения $N_{a.уд.}$ и $N_{B.уд.}$ не должны изменяться (линии 1 на рис. 9.21). В действительности в ТВД вследствие уменьшения числа Рейнольдса на больших высотах значительно снижается КПД турбины и компрессора и величины $N_{a.уд.}$ и $N_{B.уд.}$ (линии 2 на рис. 11.21).

Влияние числа Re на характеристики ТВД более значительно, чем в ТРД из-за того, что в турбине ТВД срабатывается основная часть свободной энергии. По этой причине, особенно в малоразмерных ТВД, снижение $N_{a.уд.}$ и $N_{B.уд.}$ может начинаться уже на высоте $H < 11$ км. Характерным является изменение N_a на высоте $H > 11$ км, где величина N_a уменьшается более интенсивно, чем при $H < 11$ км вследствие

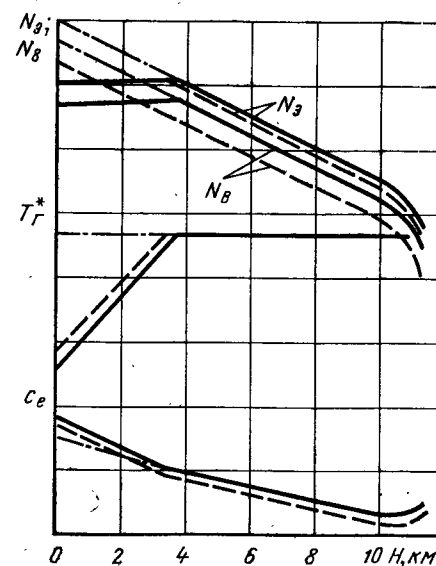


Рис. 11.20. Высотная характеристика ТВД

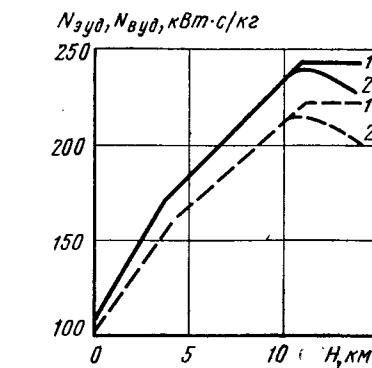


Рис. 11.21. Изменение удельных мощностей ТВД по высоте полета
— $N_{a.уд.}$; --- $N_{B.уд.}$

того, что на этих высотах прекращается увеличение $N_{э.уд.}$ Удельный расход топлива рассматриваемого ТВД, получившего название «высотного», с увеличением высоты полета снижается, вначале более круто из-за роста T_r^* , затем более полого вследствие того, что температура газа перед турбиной сохраняется постоянной. На больших высотах величина c_g начинает возрастать вследствие влияния числа Re, а также возможного снижения коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания.

На рис. 11.22 представлено примерное изменение по высоте и скорости полета эквивалентной мощности и удельного расхода топлива так называемого «невысотного» ТВД, у которого величина T_r^* по высоте полета сохраняется неизменной. Внешний вид высотных характеристик «невысотного» ТВД соответствует протеканию высотных характеристик «высотного» ТВД на участке, где $T_r^* = \text{const}$.

При увеличении скорости полета удельные мощности ТВД растут (рис. 11.23), так как растет суммарная степень повышения давления в двигателе и, следовательно, величина свободной энергии. Вследствие более интенсивного увеличения скорости полета, чем скорости истечения, величина удельной реактивной тяги при этом уменьшается, становясь отрицательной величиной при больших скоростях полета. Заметим здесь, что падение $P_{уд}$ по скорости полета в ТВД является при прочих равных условиях

более интенсивным, чем в ТРД, так как в ТВД только часть прироста свободной энергии, вызванного ростом суммарной степени повышения давления,

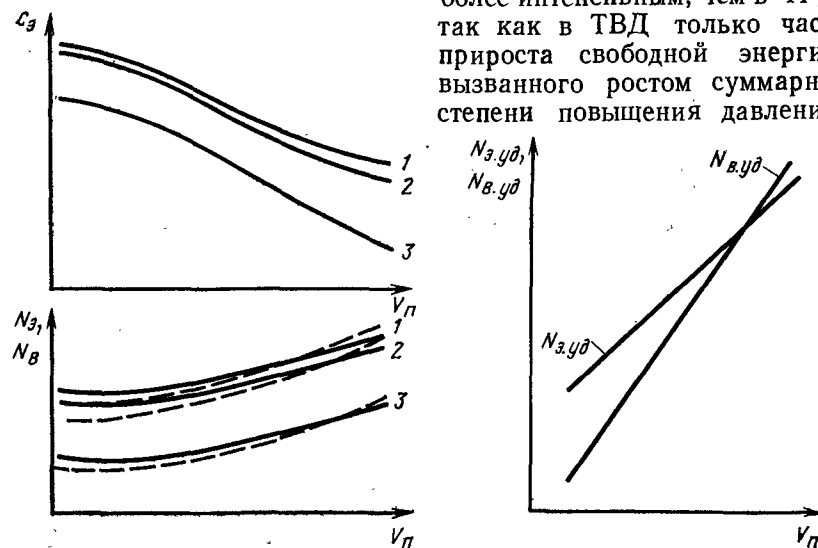


Рис. 11.22. Изменение $N_{э.уд.}$, $N_{в.уд.}$ и c_g по скорости и высоте полета: — $N_{э.уд.}$, c_g ; --- $N_{в.уд.}$; 1 — $H = H_1$; 2 — $H_2 > H_1$; 3 — $H_3 > H_2$

Рис. 11.23. Изменение удельных мощностей ТВД по скорости полета

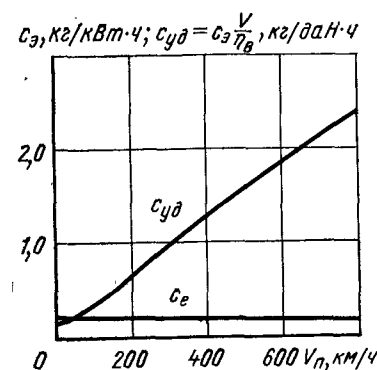


Рис. 11.24. Изменение удельных расходов топлива ТВД по скорости полета

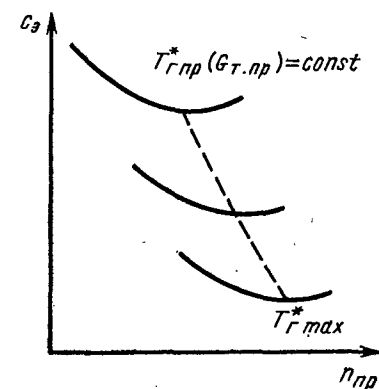


Рис. 11.25. Оптимальное регулирование ТВД

реализуется в кинетическую энергию реактивной струи. В связи с уменьшением $P_{уд}$ величина $N_{в.уд.}$ возрастает по скорости полета более круто, чем величина $N_{э.уд.}$ Как видно из рис. 11.22, эквивалентная мощность возрастает при увеличении скорости полета. Факторами, обуславливающими такую закономерность, являются величины расхода воздуха, который, как известно, увеличивается по скорости полета из-за увеличения полного давления перед компрессором. Удельный расход топлива c_g при увеличении скорости полета уменьшается при высотах до $H = 11$ км (без учета влияния числа Re), но имеет весьма слабый максимум, в области малых скоростей полета. Уменьшение c_g объясняется тем, что при увеличении скорости полета возрастает $N_{э.уд.}$ и уменьшается вследствие роста T_k^* , относительный расход топлива q_t . Образование слабого максимума в области малых скоростей вызвано влиянием винта. Величина удельного расхода топлива по суммарной тяге двигателя $c_{гд}$ при увеличении скорости полета, как и в ТРД, возрастает в связи с уменьшением суммарной удельной тяги (рис. 11.24).

У «высотного» ТВД при изменении скорости полета происходит изменение высоты полета, начиная с которой соблюдается условие $T_r^* = \text{const}$ (см. пунктирные линии на рис. 11.20).

Преобладающее большинство ТВД являются высотными. В связи с тем, что максимальная мощность на валу винта при постоянной скорости полета у «высотных» ТВД сохраняется неизменной до некоторой высоты, называемой расчетной высотой ограничения мощности, редуктор двигателя может быть рассчитан по этой максимальной, ограниченной на меньших высотах мощности, что позволяет реализовать выигрыш в массе и размерах редуктора по сравнению с редуктором «невысотного» ТВД, имеющего температуру газа, равную температуре газа «высотного» ТВД, и одинаковые с ним расход воздуха и степень повы-

шения давления в компрессоре на расчетной высоте полета. «Невысотный» ТВД может обеспечить самолету меньшие взлетные дистанции, например, в тяжелых условиях взлета (в жаркую погоду и на высокогорных аэродромах).

В заключение рассмотрим особенности регулирования одно-вального ТВД. Программное изменение двух параметров в двигателе частоты вращения и расхода топлива или $T_{г}^*$ осуществляется с помощью регулятора, который воздействует на расход топлива и на мощность, поглощаемую винтом изменяемого шага. Задача состоит в том, чтобы осуществить эту связь наивыгоднейшим образом, достигая при изменении режима работы максимальной экономичности. На рис. 11.25 показано изменение удельного расхода топлива ТВД в зависимости от приведенной частоты вращения и приведенной температуры газа перед турбиной или приведенного расхода топлива. Очевидно, что оптимальная по экономичности связь между двумя параметрами двигателя описывается линией, соединяющей точки минимальных значений c_p на кривых $T_{г.пр}^* (G_{т.пр}) = \text{const}$. Вместе с тем, система регулирования должна ограничивать возможность превышения важнейших эксплуатационных пределов (максимальная частота вращения, максимальная температура газа перед турбиной, максимальная мощность на валу винта, уровень шума, помпаж компрессора, срыв пламени в камере сгорания и др.) и достижение высоких эксплуатационных свойств двигателя, например, хорошей приемистости.

11.7. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД И ИХ ОСНОВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

Газотурбинные двигатели, устанавливаемые на летательных аппаратах не с целью создания силы тяги, а в качестве генераторов мощности или сжатого воздуха (или того и другого одновременно), принято называть вспомогательными двигателями. Типичными вспомогательными малоразмерными ГТД, вырабатывающими мощность, являются турбо-компрессорные (газотурбинные) стартеры и вспомогательные силовые установки для привода электрических генераторов. Рабочий процесс (и соответственно расчет) таких ГТД принципиально не отличается от такового у ТВД или турбовальных двигателей. Степень понижения давления в турбине во вспомогательных двигателях выбирается максимально возможной, так как вся энергия газа за турбиной для таких двигателей теряется, и лимитируется в основном габаритными размерами.

Рабочий процесс ГТД, вырабатывающих сжатый воздух (используемый, главным образом, для питания воздушных турбо-стартеров), в основном аналогичен рабочему процессу двигателей, вырабатывающих мощность. Свободная энергия цикла в таких двигателях используется для создания мощности турбины,

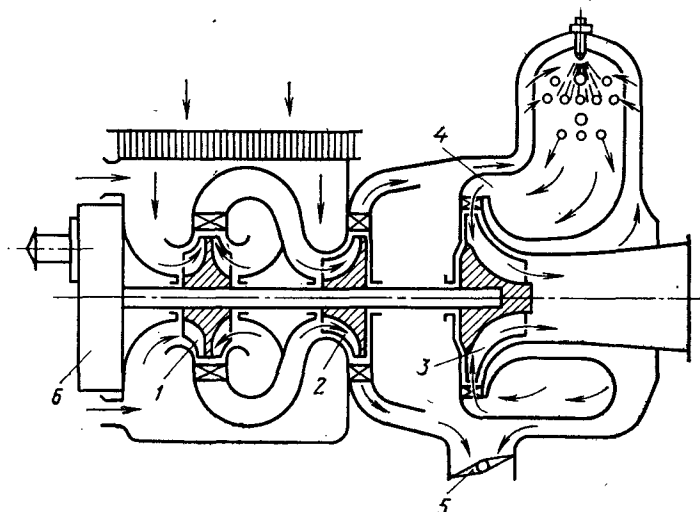


Рис. 11.26. Принципиальная схема вспомогательной силовой установки: 1 и 2 — I и II ступени компрессора; 3 — турбина; 4 — камера сгорания; 5 — заслонка, регулирующая отбор воздуха; 6 — регулятор

превышающей требуемую для привода компрессора с расходом воздуха $G_b = G_t / (1 + q_t)$, необходимым для питания турбины. Избыточная же мощность позволяет обеспечить привод переразмеренного компрессора, часть сжатого воздуха за которым ($G_{отб}$) отбирается для внешних потребителей.

На рис. 11.26 изображена схема вспомогательной силовой установки, которая выполняет обе указанные выше функции — приводит генератор и вырабатывает сжатый воздух. Как видно из схемы, установка имеет двухступенчатый центробежный компрессор и центро-стремительную турбину. В связи с невысокими требованиями к удельному расходу топлива такие ГТД обладают умеренным уровнем π_k^* ($\pi_k^* \approx 4$), который обеспечивается центробежными компрессорами. На рис. 11.27 показана характеристика одно-ступенчатого центробежного компрессора. Ее особенность —

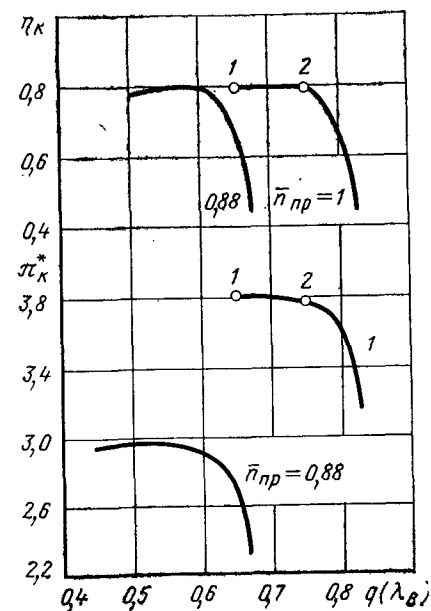


Рис. 11.27. Характеристика одно-ступенчатого центробежного компрессора

пологий характер напорных ветвей и ветвей КПД и наличие практически горизонтальных участков этих ветвей. Для этих участков зависимости, описывающие характеристики компрессора, резко упрощаются: при $n_{пр} = \text{const}$

$$\pi_k^* = \text{const} \text{ и } \eta_k^* = \text{const}. \quad (11.10)$$

11.8. РАБОТА ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В РЕЖИМЕ ОТБОРА ВОЗДУХА

Сжатый воздух обычно отбирается при постоянной частоте вращения ротора установки, которая поддерживается топливным регулятором, путем открывания заслонки (поз. 5 на рис. 11.26) в магистрали отбора.

Рассмотрим случай, когда все режимы отбора соответствуют на характеристике компрессора участку 1—2 на ветвях $\bar{n}_{пр} = 1$ (см. рис. 11.27).

Запишем уравнение равенства работ турбины и компрессора при отборе воздуха, вводя обозначение $\delta_{отб} = G_{отб}/G_B$:

$$L_k = (1 - \delta_{отб})(1 + q_T) L_T. \quad (11.11)$$

Работа центробежного компрессора при постоянной частоте вращения не меняется ($L_k = \text{const}$). Учитывая условия (11.10), можно утверждать, что при $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ и изменении режима отбора ввиду постоянства давления за компрессором не изменится и давление перед турбиной и, следовательно, величина π_k^* . Работа турбины в этом случае будет зависеть лишь от температуры газа перед турбиной $L_T \sim T_g^* = \text{const}$. Поэтому уравнение (11.11) можно переписать следующим образом, если пренебречь изменением величины q_T при изменении режима отбора:

$$T_g^* = \text{const}/(1 - \delta_{отб}). \quad (11.12)$$

Из уравнения (11.12) видно, что увеличение отбора будет приводить к росту T_g^* .

Так как расход воздуха через компрессор равен расходу воздуха через турбину плюс расход отбираемого воздуха, то можем записать уравнение баланса расхода так:

$$m_{кр} \frac{p_k^* q(\lambda_B) F_B}{\sqrt{T_B^*}} = m_{кр.г} \frac{p_k^* \sigma_{к.с} q(\lambda_{с.а}) F_{с.а}}{\sqrt{T_g^* (1 + q_T)}} + G_{отб}.$$

Отсюда при неизменных внешних условиях, считая $\sigma_{к.с} = \text{const}$ и $q(\lambda_{с.а}) = \text{const}$, получим для $\pi_k^* = \text{const}$

$$q(\lambda_B) \sqrt{T_g^*} = \text{const}/(1 - \delta_{отб}). \quad (11.13)$$

Задавая значения $\delta_{отб}$ и решая совместно уравнения (11.12) и (11.13), можно получить зависимости температуры газа перед турбиной и $q(\lambda_B)$, а следовательно, и расхода воздуха через компрессор, от количества отбираемого воздуха.

На рис. 11.28 показано изменение эквивалентной мощности отбора в зависимости от $\delta_{отб}$. На расчетном режиме величина G_B равна 3 кг/с. Максимальная величина отбора лимитируется предельным значением температуры газа перед турбиной $T_{г\max}^*$.

Обычно на характеристики вспомогательных силовых установок с отбором воздуха наносят значения параметров отбираемого воздуха p_k^* и T_k^* , так как они характеризуют располагаемую энергию отбираемого воздуха. На рис. 11.28 эти параметры в силу условия (11.10) постоянны. Если в процессе отбора рабочая точка на характеристике компрессора смещается на наклонный участок ветви $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ (правее точки 2 на рис. 11.27), то величина π_k^* с увеличением $\delta_{отб}$ снижается. В этом случае уравнения равенства работ турбины в компрессоре и баланса расхода несколько усложняются по сравнению с (11.12) и (11.13) и вместо условия (11.10) при расчете должны использоваться реальные характеристики компрессора. Качественный характер изменения p_k^* в этом случае показан на рис. 11.29. На этом же рисунке

показано, что при росте температуры окружающего воздуха T_B^* давление отбираемого воздуха снижается, как это следует из постоянства работы компрессора при $n = \text{const}$. В связи с указанным обстоятельством при выборе расчетного режима вспомогательной силовой установки необходимо

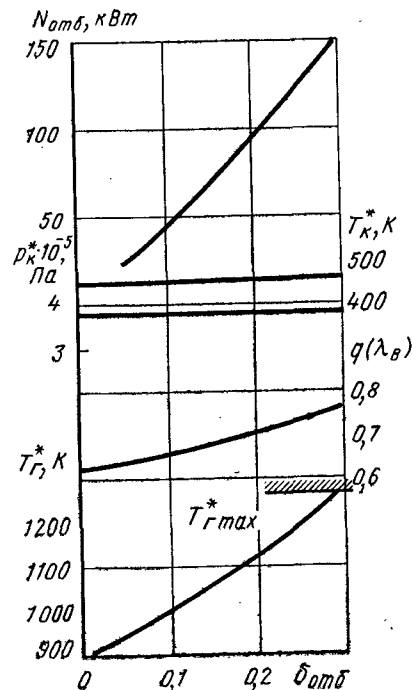


Рис. 11.28. Изменение параметров вспомогательной силовой установки в зависимости от относительного количества отбираемого воздуха (горизонтальная ветвь характеристики компрессора)

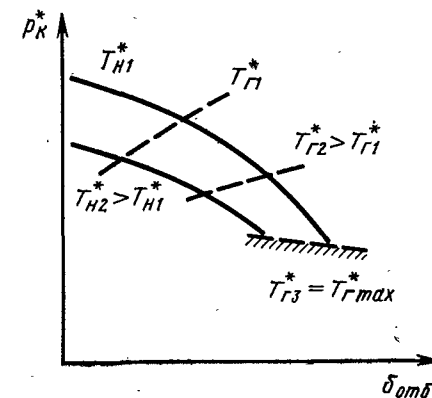


Рис. 11.29. Изменение давления отбираемого от вспомогательной силовой установки воздуха при работе на наклонной ветви характеристики компрессора в зависимости от $\delta_{отб}$ и T_B^*

ориентироваться на получение отбираемого воздуха с нужными параметрами при максимально возможной в эксплуатации температуре окружающего воздуха.

11.9. ФОРСИРОВАНИЕ ТВД И ДРУГИХ ГТД ВПРЫСКИВАНИЕМ ЖИДКОСТИ

Впрыскивание жидкости (воды, водометаноловой смеси и др.) в поток воздуха или газа в газотурбинном двигателе с последующим ее испарением до турбины позволяет увеличить тягу двигателя, но ухудшает его экономичность и может быть использовано, главным образом, в условиях взлета. Оно может применяться для восстановления тяги (мощности) двигателя в жаркую погоду или при низких давлениях воздуха, а также для увеличения тяги (мощности) при нормальных атмосферных условиях с целью уменьшения взлетной дистанции при увеличении полезного груза самолета.

Форсирование впрыскиванием жидкости ГТД, предназначенных для дозвуковых самолетов, можно осуществить двумя способами: подачей жидкости в камеру сгорания на некотором удалении от турбины двигателя и подачей жидкости в сечение, расположенное перед компрессором двигателя. Жидкость в камеру сгорания ГТД впрыскивают через форсунки, установленные на некотором удалении от турбины таким образом, что она попадает внутрь жаровых труб во вторичной зоне камеры сгорания.

Испарение жидкости в камере сгорания в связи с увеличением расхода газа, проходящего через турбину, при неизменной температуре газа перед турбиной приводит к сдвигу рабочей точки на напорной линии характеристики компрессора в сторону больших значений π_k^* . Это непосредственно следует из условия постоянства приведенного расхода газа через турбину $G_T \sqrt{R_T T_T^*/p_T^*} = \text{const}$.

Для реализации постоянной величины T_T^* в ТРД и ТРДД необходимо уменьшать критическое сечение реактивного сопла $F_{кр}$. При неизменной величине $F_{кр}$ вследствие того, что расход газа через турбину на режимах работы с впрыскиванием жидкости превышает расход воздуха, идущего через компрессор, мощность турбины превышает мощность, потребляемую компрессором двигателя. Равенство этих мощностей достигается при условии снижения температуры газа перед турбиной. Поэтому перемещение рабочей точки в сторону больших π_k^* при неизменной величине $F_{кр}$ будет меньшим.

В ТВД условие $T_T^* = \text{const}$ при впрыскивании жидкости в камеру сгорания достигается увеличением загрузки винта.

Количество жидкости, которое можно ввести в камеру сгорания, ограничивается располагаемым запасом устойчивой работы компрессора.

Увеличение тяги ГТД, форсированных впрыскиванием воды в камеру сгорания, практически не зависит от температуры атмосферного воздуха. Максимальный прирост тяги при этом способе форсирования ограничивается запасом устойчивой работы компрессора.

Если в ТРД сохранить постоянную величину тяги вплоть до $t_b = 30 \dots 45^\circ\text{C}$, то суммарный удельный расход топлива будет в 3 ... 5 раз превышать удельный расход топлива в двигателе при $t_b = +15^\circ\text{C}$ на нефорсированном режиме.

При другом способе форсирования ГТД жидкость впрыскивают перед компрессором через форсунки, установленные на некотором удалении от входного направляющего аппарата компрессора.

При этом в зависимости от формы и размеров входного канала и расположения форсунок жидкость входит в компрессор либо в виде капель, либо в виде пленок, движущихся по поверхностям входного канала. Под действием центробежных сил в решетках рабочих колес жидкость отбрасывается на внутреннюю стенку корпуса компрессора, в результате чего большая часть жидкости в осевом компрессоре испаряется с поверхности пленки, движущейся по поверхности его проточной части. Для впрыска целесообразно применять обессоленную или дистиллированную воду во избежание осаждения солей на проточной части компрессора, что может снижать его КПД.

Как показывают опыты, в условиях осевого компрессора ГТД испаряется от 30 до 50 % воды, впрыскиваемой перед компрессором. Оставшаяся часть воды испаряется в камере сгорания. Охлаждение воздуха в осевом компрессоре вследствие испарения воды приводит к увеличению расхода воздуха.

При впрыскивании воды перед компрессором ГТД тяга (мощность) двигателя увеличивается по следующим причинам:

а) увеличивается расход воздуха и расход газа из-за увеличения производительности компрессора и дополнительной массы водяного пара;

б) увеличивается свободная энергия, как следствие увеличения π_k^* и газовой постоянной продуктов сгорания.

Более экономичным способом форсирования ГТД в условиях взлета является впрыскивание воды перед компрессором, что объясняется увеличением расхода воздуха на форсированных режимах при наличии запаса по производительности первых ступеней компрессора. При одном и том же увеличении тяги в случае впрыскивания воды перед компрессором потребные расходы воды значительно уменьшаются. Как и в предыдущем случае, при фиксированном относительном расходе воды наиболее заметно возрастает тяга (мощность) ТВД.

Форсирование впрыскиванием воды можно осуществить и в ТРДД. При этом вода должна подаваться либо в камеру сгорания, либо перед компрессором внутреннего контура двигателя, так как подача воды перед вентилятором будет неэффективной из-за отбрасывания ее рабочими лопатками в наружный контур двигателя.

ГЛАВА 12. ДВИГАТЕЛИ САМОЛЕТОВ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Самолеты, способные вертикально взлетать и садиться (СВВП), или самолеты с укороченной взлетно-посадочной дистанцией (СУВП) имеют большое народно-хозяйственное значение. К двигателям СВВП предъявляется ряд специфических требований, в результате чего они существенно отличаются от обычных маршевых двигателей по схеме, конструкции, параметрам рабочего цикла и условиям эксплуатации.

12.1. ТРЕБОВАНИЯ К СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ СВВП И ВОЗМОЖНЫЕ ТИПЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для обеспечения взлета, необходимого ускорения и маневрирования в вертикальном направлении, тяговооруженность вертикально взлетающего самолета (отношение тяги двигателей к взлетному весу самолета) должна быть больше единицы $P/G_{взл} \approx 1,2$. Это значение существенно превышает тяговооруженность большинства горизонтально взлетающих самолетов и в 4...5 раз больше тяговооруженности дозвуковых транспортных самолетов. В связи с этим силовая установка вертикально взлетающего самолета в целом существенно больше по размерам и массе, чем у самолета обычного типа. Поэтому к двигательной установке СВВП предъявляются следующие главные требования.

1. Минимально возможный удельный вес конструкции на единицу тяги $\gamma_{дв}$ (или наибольшая удельная весовая тяга $P_{\gamma} = 1/\gamma_{дв}$).

2. Максимально возможная объемная тяга $P_v = P/V_{дв}$.¹

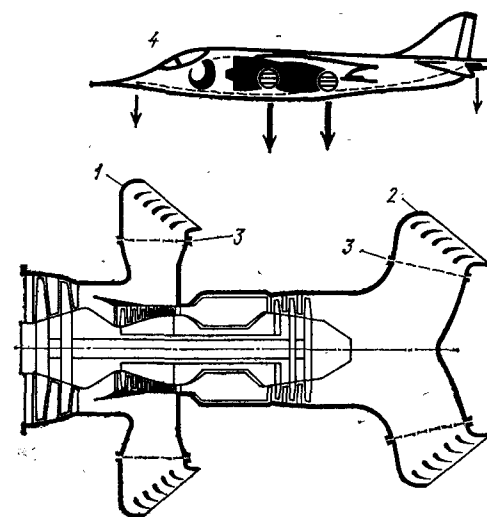
3. Малый удельный расход топлива на режиме маршевого продолжительного полета, близкий к удельному расходу топлива у двигателей горизонтально взлетающих самолетов аналогичного назначения.

Если самолет должен осуществлять многократные взлеты и посадки за один вылет, то требуется также низкий удельный расход топлива на этих режимах работы двигателей.

¹ Объем двигателя приблизительно определяют как произведение площади входа на длину, т. е. $V_{дв} \approx F_{в} L_{дв}$.

Рис. 12.1. Подъемно-маршевый ТРДД «Пегас» с поворачивающимися соплами (вид сверху — сопла в положении горизонтальной тяги):

1 — поворачивающиеся сопла наружного контура; 2 — поворачивающиеся сопла внутреннего контура; 3 — плоскости вращения сопел; 4 — схема самолета с одним подъемно-маршевым ТРДД (сопла двигателя в положении вертикальной тяги)



Существует также ряд других специфических требований. Например, двигательная установка должна обеспечивать *стабилизацию и управление самолетом* на взлете, на режиме висения и при малых скоростях движения, т. е. на тех этапах полета, когда аэродинамические рули самолета неэффективны. Для этих целей применяют системы *реактивного управления* самолетом: управление с помощью изменения вертикальной тяги самих подъемных двигателей, если они находятся на больших расстояниях от центра тяжести самолета, и управление с помощью сжатого воздуха, отбираемого за компрессором двигателей и выпускаемого через специальные реактивные сопла, расположенные на концах крыльев и фюзеляжа. Силовая установка СВВП должна обеспечивать высокую *надежность* процессов вертикального взлета и посадки. Большое значение имеет *скорость истечения реактивной струи*. При большой скорости истечения газов наблюдается сильная эрозия взлетной полосы (особенно на грунтовых аэродромах), увеличивается шум двигателей, возникает опасность попадания горячих газов и пыли в воздухозаборник двигателей.

Силовые установки для вертикального взлета могут быть выполнены по одновекторной, двухвекторной или смешанной системе. При *одновекторной системе* одни и те же двигатели используются для вертикального взлета и для горизонтального полета путем отклонения вектора тяги на 90°. К этому классу относятся, например, самолет с поворотными турбовинтовыми двигателями, которые установлены на концах крыла. Получила распространение одновекторная силовая установка в виде подъемно-маршевого турбореактивного двигателя, у которого реактивная струя отклоняется с помощью поворотных сопел (рис. 12.1). Одновекторная система используется также в самолетах с укороченным взлетом, у которых реактивная струя двигателей, расположенных под крылом или над крылом отклоняется системой выдвигающихся из крыла закрылков или с помощью других подобных устройств.

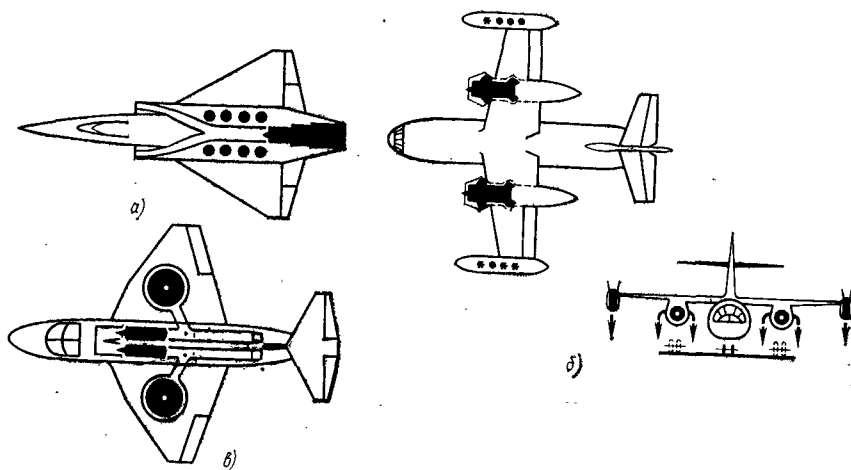


Рис. 12.2. Некоторые типы самолетов вертикального взлета и посадки:

а — самолет с восемью подъемными ТРД и одним маршевым ТРДФ (двухвекторная схема); б — легкий транспортный самолет с восемью подъемными ТРД или ТРДД и двумя подъемно-маршевыми ТРДД; в — дозвуковой самолет с маршевыми ТРД и двумя подъемными турбовентиляторами, расположенными в крыльях

При *двухвекторной системе* вертикальный взлет самолета обеспечивается подъемными турбореактивными двигателями, а поступательное движение — маршевыми ТРД или ТРДД, причем обе группы двигателей работают независимо друг от друга (рис. 12.2, а).

Применяются *смешанные системы*, в которых используются как подъемные, так и подъемно-маршевые двигатели с устройствами для отклонения реактивной струи. Использование при взлете вертикальной тяги маршевых двигателей позволяет уменьшить число и массу подъемных двигателей (рис. 12.2, б).

К другому типу относятся смешанные системы со специальными агрегатами вертикальной тяги подъемно-маршевых двигателей, выключаемые в горизонтальном полете. К таким усилителям тяги относятся подъемные турбовентиляторы, приводимые во вращение выхлопными газами основного двигателя. Вентиляторы могут располагаться в крыльях самолета или выдвигаются из фюзеляжа на время взлета. С помощью турбовентиляторов вертикальная тяга основного двигателя может быть увеличена в 2 ... 3 раза (рис. 12.2, в).

Для увеличения вертикальной тяги могут быть применены эжекторы, однако прирост тяги при этом получается небольшим (не более 20 ... 40 %), а масса силовой установки заметно возрастает.

Из приведенного обзора следует, что в качестве основных элементов силовых установок вертикально взлетающих самолетов используются следующие три типа двигателей, рассматриваемые далее более подробно:

1. Подъемный двигатель, работающий только при взлете и посадке;
 2. Подъемно-маршевый двигатель с устройствами для поворота реактивной струи;
 3. Двигатель с подъемными турбовентиляторами.
- Двигатели винтовых СВВП принципиально не отличаются от турбовинтовых двигателей обычных самолетов, рассмотренных в гл. 11.

12.2. ПОДЪЕМНЫЕ ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Подъемные турбореактивные двигатели могут быть выполнены по одноконтурной или двухконтурной схемам. Одноконтурные ТРД применяются в тех случаях, когда требуются минимальные значения массы и объема двигателя, а двухконтурные — если необходимо осуществлять частые взлеты и посадки, а следовательно, иметь меньшие удельные расходы топлива на режиме вертикального полета, а также если требуются меньшие скорости истечения реактивной струи и пониженный уровень шума.

Выбор параметров подъемных двигателей

В подъемном ТРД решающими являются требования малых значений массы и объема. Масса турбореактивного двигателя снижается при уменьшении π_k^* , при этом также уменьшается длина двигателя, так как число ступеней компрессора меньше. При заданной тяге двигателя наименьшие диаметр его и масса получаются при максимальной удельной тяге. Таким образом, при выборе параметров подъемного ТРД для получения наименьших массы и объема двигателя необходимо стремиться к наибольшим значениям $P_{уд}$ при малых величинах π_k^* .

На рис. 12.3 показана связь удельных параметров ТРД с параметрами его термодинамического цикла: в координатах $\epsilon_{уд}$, $\gamma_{дв} = f(P_{уд})$ даны линии $T_r^* = \text{const}$ и $\pi_k^* = \text{const}$. Величины $\gamma_{дв}$ показаны в относительном виде (за единицу принят удельный вес ТРД с $\pi_k^* = 8$ и $T_r^* = 1400$ К).

Удельная тяга возрастает, а удельный вес уменьшается с ростом температуры газа перед турбиной. Значение T_r^* выбирают с учетом жаропрочности и эффективности системы охлаждения лопаток турбины. Температура газа перед турбиной подъемных ТРД по сравнению с маршевыми ТРД должна быть ниже, чтобы система охлаждения лопаток была более простой, чему способствует также кратковременность использования этих двигателей. Обычно T_r^* выбирают не более 1400 ... 1600 К.

Величинам $P_{уд \max}$ при таких T_r^* соответствуют довольно высокие значения π_k^* , равные 12 ... 16. При этом потребовался бы многоступенчатый регулируемый или двухвальный компрессор большой массы. В связи с тем, что кривая изменения $P_{уд}$ в зависимости от π_k^* при $T_r = \text{const}$ достаточно пологая, целесообразно

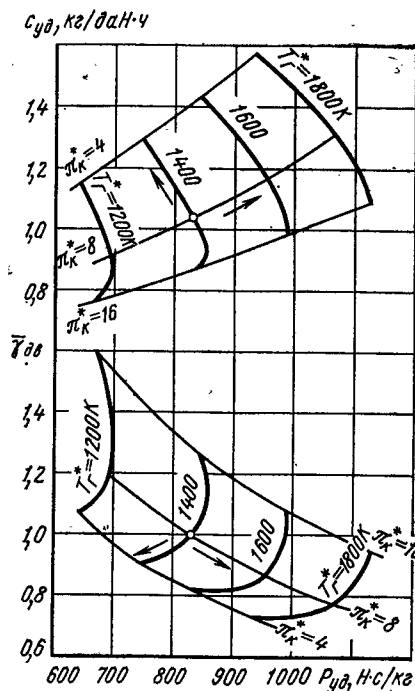


Рис. 12.3. К выбору параметров подъемного ТРД ($H = 0$, $M_{\text{п}} = 0$)

параметры двигателя выбирать при значениях $P_{\text{уд}}$, на 3 ... 5 % меньших максимальных. При этом можно применить в ТРД сравнительно низконапорный компрессор с $\pi_{\text{к}}^* = 6 \dots 8$ и уменьшить удельный вес и длину двигателя. Удельный расход топлива в этом случае несколько увеличивается.

Термодинамический расчет подъемного двигателя не отличается от расчета маршевого ТРД на взлетном режиме.

Приведем характерный уровень удельных параметров подъемного ТРД ($T_r^* = 1400 \dots 1600 \text{ K}$; $\pi_{\text{к}}^* = 6 \dots 8$); удельный расход топлива $c_{\text{уд}} = 1,2 \dots 1,25 \text{ кг/даН·ч}$; удельная тяга (равная скорости истечения газов из реактивного

сопла двигателя) $P_{\text{уд}} = 800 \dots 950 \text{ Н·с/кг}$ (или м/с).

Термодинамические параметры внутреннего контура подъемного двухконтурного двигателя при заданной степени двухконтурности следует выбирать так же, как и в ТРД при условии $P_{\text{уд}} = (0,95 \dots 0,97) P_{\text{уд max}}$ при том же уровне температуры газа $T_r^* = 1400 \dots 1600 \text{ K}$. Система охлаждения турбины ТРДД должна быть рассчитана на большие время работы и число запусков двигателя. Потребные значения $\pi_{\text{к}}^*$ во внутреннем контуре мало зависят от величины m и приблизительно равны величинам $\pi_{\text{к}}^*$ в подъемных ТРД.

Степень двухконтурности подъемного ТРДД выбирается из условий получения необходимых величин удельного расхода топлива, скорости истечения реактивной струи и потребного уровня шума. Такой выбор может быть сделан при комплексном анализе эффективности самолета подъемными ТРДД.

Удельная тяга и удельный расход топлива ТРДД быстро уменьшаются при увеличении степени двухконтурности. Так, при $m = 4 \dots 6$, $T_r^* = 1400 \dots 1600 \text{ K}$, $\pi_{\text{к}}^* = 8 \dots 10$ удельная тяга (средняя скорость истечения реактивной струи) равна 250 ... 350 м/с, т. е. в 2,5 ... 3 раза меньше, чем у ТРД, а удельный расход топлива снижается до 0,5 ... 0,6 кг/даН·ч, что примерно в два раза меньше значений $c_{\text{уд}}$ у подъемного ТРД. При дальнейшем увеличении m до 10 ... 12 средняя скорость истечения струи

уменьшается до 180 ... 230 м/с, а $c_{\text{уд}}$ — до $\approx 0,4 \text{ кг/даН·ч}$.

Вследствие меньшей удельной тяги удельный вес и объем подъемных ТРДД оказываются большими, чем у ТРД (при одинаковых параметрах T_r^* и $\pi_{\text{к}}^*$ величина $\gamma_{\text{дв}}$ на 15 ... 20 % больше, а объем двигателя при равной тяге больше в 2,5 ... 3 раза).

Удельный вес и удельный объем подъемных ТРД

Удельный вес подъемного ТРД так же, как и маршевого, теоретически определяется зависимостью (см. гл. 9)

$$\gamma_{\text{дв}} = gM_{\text{дв}}/P = g\mu_{\text{дв}}/P_{\text{уд}},$$

где $\mu_{\text{дв}} = M_{\text{дв}}/G_{\text{в}} = f(m, \pi_{\text{к}}^*)$ — удельная масса конструкции.

Уменьшение $\gamma_{\text{дв}}$ подъемных ТРД достигается как увеличением $P_{\text{уд}}$ (выбор максимально допустимой T_r^*) так и уменьшением $\mu_{\text{дв}}$, прежде всего путем выбора невысоких значений $\pi_{\text{к}}^*$. Дополнительные возможности снижения удельной массы конструкции подъемных двигателей $\mu_{\text{дв}}$ заключаются в создании компактных, высоконагруженных (в аэродинамическом и прочностном смысле) элементов двигателя. Следует иметь в виду, что невысокие требования к удельному расходу топлива и кратковременность работы подъемных двигателей облегчают эти задачи, так как допускают некоторое снижение КПД элементов и уменьшение запасов прочности в деталях по сравнению с обычными маршевыми двигателями. К особенностям конструктивного выполнения подъемных двигателей можно отнести применение в конструкции двигателя: легких материалов, например, пластмасс для лопаток компрессора и корпусов; титана вместо стали для дисков турбин и т. п.; облегченных элементов с повышенными напряжениями; упрощенных систем топливоподдачи и регулирования; простой системы запуска двигателя (например, путем поддачи сжатого воздуха непосредственно на турбину двигателя через косые сопла), и наконец, новых компактных конструктивных схем двигателей. На рис. 12.4 показаны типичные примеры конструктивных схем одноконтурного и двухконтурного подъемных двигателей.

На удельный вес и удельный объем турбореактивных двигателей, в том числе подъемных, большое влияние оказывает абсолютный размер (тяга) двигателя. Если бы при изменении размеров двигателей сохранялось их геометрическое подобие, то тяга увеличивалась бы пропорционально расходу воздуха, т. е. пропорционально квадрату линейного размера (например, характерного диаметра двигателя), а объем и масса конструкции двигателя — пропорционально кубу характерного размера: $P \sim D^2$; $M_{\text{дв}} \sim D^3$; $V_{\text{дв}} \sim D^3$. В этом случае удельный вес двигателя должен увеличиваться, а удельные весовая и объемная тяги — уменьшаться при увеличении абсолютной тяги двигателя согласно следующим зависимостям:

$$\gamma_{\text{дв}} = gM_{\text{дв}}/P \sim D \sim \sqrt{P} \quad (12.1)$$

или

$$\begin{aligned} P_G &= P/(gM_{\text{дв}}) \sim 1/\sqrt{P}; \\ P_V &= P/V_{\text{дв}} \sim 1/D \sim 1/\sqrt{P}. \end{aligned} \quad (12.2)$$

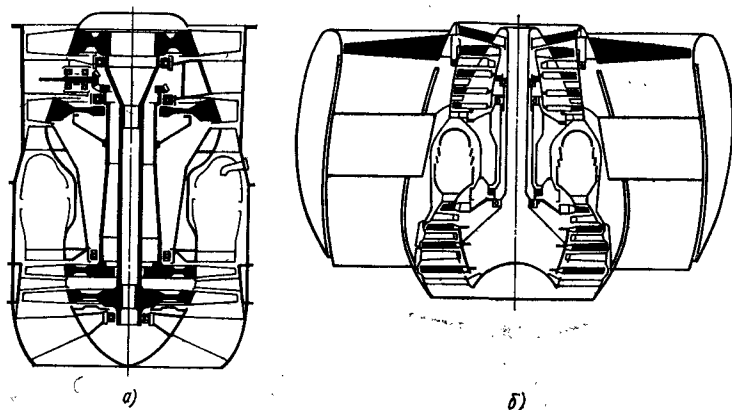


Рис. 12.4. Конструктивные схемы подъемных одноконтурных и двухконтурных двигателей (проекты фирмы Роллс-Ройс): а — ТРД; б — ТРДД ($m = 10$)

В действительности теоретическая зависимость удельного веса от тяги (12.1) не соблюдается, так как не все узлы и элементы двигателя сохраняют геометрическое подобие (например, этой закономерности не подчиняются размеры агрегатов, длина камеры сгорания и др.). В результате, удельный вес выполненных двигателей зависит от тяги значительно слабее, чем по выражению (12.1). При малых размерах двигателя ($P < 1000 \dots 2000$ даН) его удельный вес, вопреки зависимости (12.1), сильно возрастает, в связи с тем, что по технологическим соображениям, требованиям жесткости отдельные детали (имеющие стенки малой толщины, тонкие оболочки и др.) приходится делать больших размеров, чем это требуется по условию сохранения геометрического подобия. Поэтому наименьший удельный вес имеют маршевые ТРД с умеренными значениями тяги: $P = 1500 \dots 3000$ даН (рис. 12.5).

Подъемные двигатели, как правило, делают с тягой, не превышающей 4000 ... 5000 даН, т. е. близкой к оптимальным по массе значениям. Характерные значения удельного веса существующих маршевых и подъемно-маршевых двигателей такого класса тяги составляют 0,12 ... 0,17,

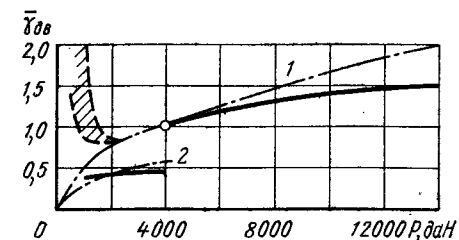


Рис. 12.5. Относительная зависимость удельного веса турбореактивных двигателей от величины их тяги:

1 — маршевые и подъемно-маршевые ТРД (нефорсированные); 2 — подъемные ТРД; — теоретические зависимости $M_{дв} \sim P^{3/2}$; — статистическая зависимость

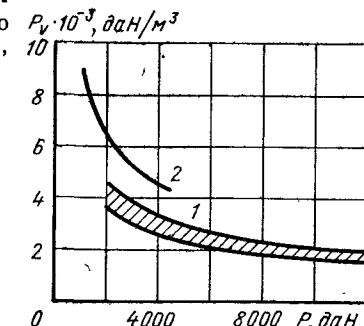


Рис. 12.6. Зависимость удельной объемной тяги от абсолютной тяги двигателей (примерный уровень):

1 — существующие маршевые ТРД и ТРДД ($m \leq 1$) без форсажной камеры; 2 — существующие подъемные ТРД

а удельный вес подъемных ТРД ниже более чем в два раза: $\gamma_{дв} = 0,06 \dots 0,07$. В отличие от удельного веса теоретическая зависимость *удельной объемной тяги* от абсолютной тяги двигателей (12.2) хорошо отвечает действительности при значении $P > 1000$ даН. Удельная объемная тяга уменьшается обратно пропорционально корню из тяги двигателя (рис. 12.6). Поэтому для получения наименьшего объема подъемной силовой установки, как и для уменьшения удельного веса, выгодно использовать двигатели небольшого размера.

Сильная зависимость объемной тяги P_v от абсолютного размера двигателя делает невозможным прямое сравнение двигателей разных тяг по этому показателю объемного совершенства. При сравнении двигателей по этому показателю можно приводить значения P_v к некоторой общей абсолютной тяге P_a . Формула приведения, согласно (12.2), выразится следующим образом:

$$P_{va} = P_v \sqrt{P/P_a},$$

где P и P_v — фактические значения абсолютной и удельной объемной тяг двигателя; P_{va} — удельная объемная тяга, приведенная к тяге P_a .

Сравним по удельной объемной тяге подъемные и маршевые ТРД, выбрав для сравнения значение тяги 4000 даН, характерное для подъемных двигателей. У маршевых двигателей удельная объемная тяга, приведенная к $P_a = 4000$ даН, равна 2500 ... 3500 даН/м³, у подъемных ТРД — около 5000 даН/м³, т. е. у подъемных двигателей при равной тяге объем в 1,5 ... 2 раза меньше, чем у маршевых ТРД. Это уменьшение объема двигателя достигается в основном меньшей длиной подъемных ТРД.

Приведенные данные показывают, что подъемные двигатели достигли высокого уровня совершенства по массе и компактности конструкции.

12.3. ПОДЪЕМНО-МАРШЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Поворот вектора тяги у подъемно-маршевых двигателей на угол до 90° при взлете может осуществляться вращением всего двигателя вокруг поперечной горизонтальной оси (например, при расположении двигателей на концах крыльев). Чаще, однако, используются двигатели, установленные неподвижно относительно самолета, но оборудованные устройствами для поворота вектора тяги путем отклонения реактивной струи. Эти устройства можно разделить на два основных типа:

1) устройства, использующие одни и те же реактивные сопла для создания горизонтальной и вертикальной тяги путем поворота реактивного сопла двигателя или путем поворота потока газа, вытекающего из неподвижного сопла (см. рис. 12.1 и 12.7, а, в);

2) устройства с разветвлением реактивного сопла двигателя, имеющие отдельные реактивные сопла для создания горизонтальной и вертикальной тяги, оборудованные переключающими заслонками (рис. 12.7, б).

Использование поворотных устройств не должно вносить больших потерь полного давления при отклонении потока в вертикальном направлении и, в особенности, в положении горизонтальной тяги при крейсерском полете. У поворотных сопловых устройств, показанных на рис. 12.1 и 12.7, дополнительные потери полного давления составляют 3 ... 7 % в положении вертикальной тяги и 1 ... 3 % в положении горизонтальной тяги. Кроме указанных выше потерь возникают потери тяги из-за уте-

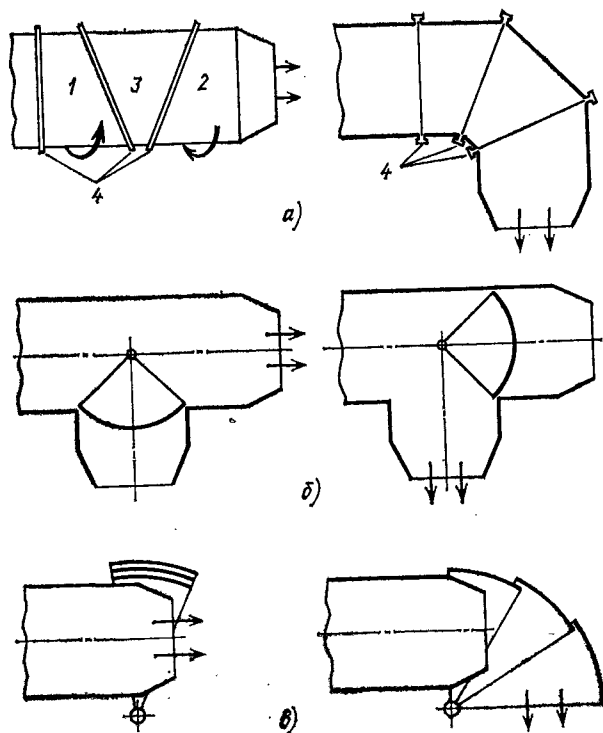


Рис. 12.7. Некоторые схемы устройств для отклонения реактивной струи подъемно-маршевых двигателей (см. также рис. 12.1):

а — поворотное сопло с косыми скользящими стыками (1—2 — секции, вращающиеся в противоположном направлении; 3 — секция, не вращающаяся вокруг оси; 4 — поворотные стыки); б — простое разветвляющееся сопло; в — сопло с отклоняющими створками

чек воздуха и газа в местах уплотнения поворотных устройств. Эти потери не должны превышать $\approx 1\%$.

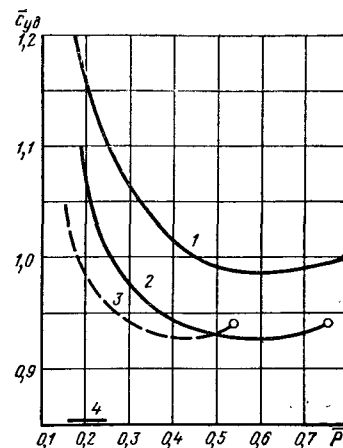
Учет приведенных выше потерь тяги определяет особенности расчета характеристик подъемно-маршевых турбореактивных двигателей.

В отличие от подъемных подъемно-маршевые двигатели работают длительное время в течение всего полета самолета. Поэтому параметры термодинамического цикла подъемно-маршевых двигателей выбирают близкими к параметрам обычных маршевых двигателей горизонтально взлетающих самолетов аналогичного назначения.

Однако, при выборе параметров и типа подъемно-маршевой силовой установки необходимо учитывать то, что двигатель должен быть сильно переразмерен, т. е. должен обеспечивать значительно большую тяговооруженность самолета по сравнению с горизонтально взлетающими самолетами. В результате, при горизонтальном крейсерском полете подъемно-маршевый двига-

Рис. 12.8. Дроссельные характеристики подъемно-маршевых двухконтурных двигателей в крейсерском дозвуковом полете у земли при $M = 0,6$, $H = 0$:

1 — ТРДД, $m = 1$, $\pi_k^* = 16$, $T_{г\max}^* = 1350$ К; 2 — ТРДД, $m = 2$, $\pi_k^* = 20$, $T_{г\max}^* = 1550$ К; 3 — тот же двигатель с форсированной на 40 % тягой при взлете; 4 — область значений тяги в крейсерском полете; О — максимальный бесфорсажный режим. (Удельные расходы топлива отнесены к величине $c_{уд}$ первого двигателя на максимальном режиме; значения тяги отнесены к максимальной тяге на взлете)



тель работает на глубоких дроссельных режимах с сильно пониженной тягой, на которых удельный расход топлива значительно возрастает. Потребная тяга в крейсерском дозвуковом полете зависит

от типа самолета и скорости полета. Например, у вертикально взлетающего истребителя-бомбардировщика «Харьер» при скорости полета, соответствующей $M = 0,6 \dots 0,9$, у земли требуется тяга, равная всего 15 ... 25 % от взлетной тяги двигателей.

Улучшение экономичности подъемно-маршевого двигателя на дроссельных (крейсерских) режимах работы может быть достигнуто следующими путями (рис. 12.8):

1) выбором улучшенных параметров термодинамического цикла двигателя (например, одновременным увеличением π_k^* , $T_{г\max}^*$ и m в двухконтурном двигателе);

2) устройством форсажных камер перед поворотными соплами двигателя, включаемых при вертикальном взлете (при этом уменьшаются размеры двигателя и снижается степень уменьшения тяги в крейсерском полете по сравнению с максимальной бесфорсажной тягой).

Форсирование тяги двигателя при взлете, даже при умеренных температурах позволяет в крейсерском полете приблизиться к режиму минимального удельного расхода топлива. Однако, использование форсирования потребует специального защитного покрытия взлетной площадки.

Такой же результат может быть достигнут устройством смешанной силовой установки, в которой часть вертикальной тяги при взлете создается специальными подъемными двигателями (при этом, как и в предыдущем случае, уменьшаются размеры подъемно-маршевого двигателя и степень его дросселирования в крейсерском полете).

В связи с требованиями длительного времени работы и низкого расхода топлива в крейсерском полете, определяющими выбор термодинамических параметров (π_k^* , $T_{г\max}^*$ и др.) и особенности конструкции подъемно-маршевых двигателей, их удельный вес не может быть таким низким, как у подъемных двигателей.

Нужно учитывать также, что эти двигатели утяжеляются из-за наличия поворотных сопловых устройств с механизмами привода и силовыми элементами. Обычно удельный вес подъемно-маршевых двигателей оказывается близким к удельному весу простых маршевых двигателей при одинаковой степени форсирования.

12.4. ДВИГАТЕЛИ С ПОДЪЕМНЫМИ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРАМИ

Двигатели с подъемными турбовентиляторами представляют собой агрегаты для создания вертикальной тяги, приводимые во вращение при взлете и посадке энергией отработавших газов основных маршевых двигателей, которые в этом случае выполняют роль газогенераторов. Конструктивно ротор турбовентилятора выполняется, как правило, в виде одного колеса, объединяющего вентилятор и турбину, причем лопаточный венец турбины расположен по периферии лопаток вентилятора. К лопаткам турбины по трубопроводам и через специальную «улитку» подводится горячий газ из реактивного сопла маршевого турбореактивного двигателя, служащего в данном случае генератором газа (рис. 12.9). В результате использования одноколесной кон-

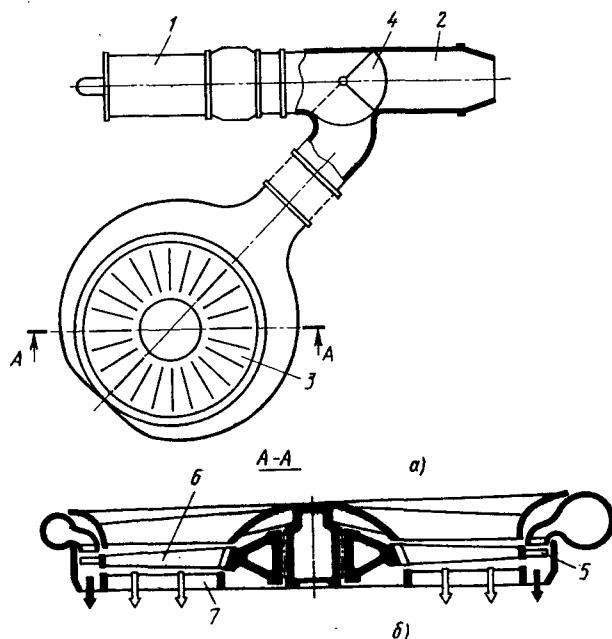


Рис. 12.9. Схема турбореактивного двигателя с подъемным турбовентилятором: а — вид сверху; б — турбовентилятор в разрезе; 1 — ТРД (газогенератор); 2 — реактивное сопло для создания горизонтальной тяги; 3 — турбовентилятор; 4 — переключающая заслонка; 5 — лопаточный венец турбины; 6 — лопатки ротора вентилятора; 7 — лопатки направляющего аппарата вентилятора

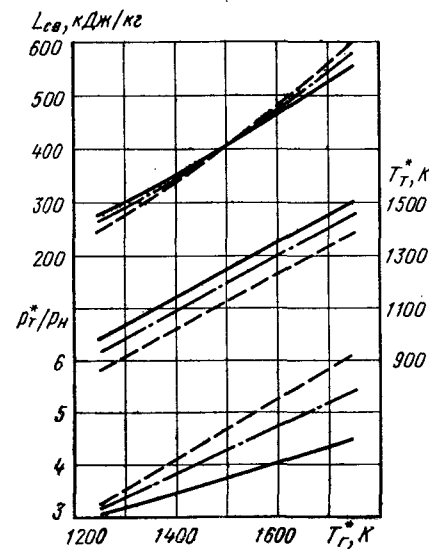


Рис. 12.10. Параметры газа за турбиной турбореактивного двигателя (газогенератора) при различных значениях степени повышения давления и температуры газа перед турбиной ($M = 0$, $H = 0$, $\eta_k^* = 0,85$; $\eta_T^* = 0,91$; $\sigma_{вх} = 1$; $\sigma_{к.с} = 0,95$):
— $\pi_k^* = 10$; — $\pi_k^* = 15$;
— $\pi_k^* = 20$

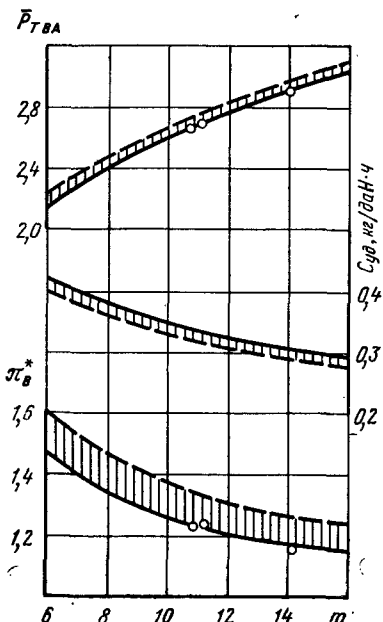


Рис. 12.11. Параметры турбовентиляторного агрегата в зависимости от отношения расходов воздуха в вентиляторе и газогенераторе m . Газогенератор ТРД с $\pi_k^* = 15$; $T_{г}^* = 1400$ К:
— — — $\pi_{в}^* \text{ opt}$; — $\pi_{в}^* = (0,9 \dots 0,95)$ $\pi_{в}^* \text{ opt}$; О — параметры некоторых разработанных ТВА

струкции турбовентиляторы представляют собой плоские агрегаты, размещаемые внутри крыла или в фюзеляже на выдвижных и откидных платформах (см. рис. 12.2).

Турбореактивный двигатель (газогенератор) вместе с турбовентиляторным агрегатом по существу представляет собой двухконтурный двигатель с большой степенью двухконтурности. При его термодинамическом расчете необходимо учесть дополнительные потери полного давления в подводящих трубопроводах перед турбиной вентилятора (достигающие 8 ... 10 %).

На рис. 12.10 показаны параметры газа, отбираемого в турбовентиляторный агрегат за турбиной турбореактивного двигателя. Свободная энергия газа $L_{св}$, т. е. работа, которую он может совершить при полном изэнтропическом (без потерь) расширении до атмосферного давления, увеличивается при увеличении температуры газа перед турбиной и слабо зависит от степени повышения давления в компрессоре в рассмотренном диапазоне изменения π_k^* .

Увеличение свободной энергии газов выгодно, так как при этом растет мощность турбовентиляторного агрегата. Однако необходимое для этого повышение температуры T_r^* ограничивается ростом температуры газов за турбиной, в результате которого может потребоваться усиленная теплоизоляция и охлаждение каналов, подводящих газ к турбине вентилятора, а также охлаждение ее лопаток, что сильно усложнит конструкцию и увеличит ее массу.

Эффективность турбовентилятора характеризуется степенью увеличения тяги при его включении по сравнению с исходной тягой двигателя, т. е. отношением вертикальной тяги турбовентиляторного агрегата (ТВА) $P_{ТВА}$ к горизонтальной тяге основного двигателя в стартовых условиях P : $\bar{P}_{ТВА} = P_{ТВА}/P$. Степень увеличения тяги в турбовентиляторе так же, как свободная энергия газов, зависит от температуры газа перед турбиной газогенератора и почти не зависит от π_k^* . При заданной температуре T_r^* , т. е. при постоянной свободной энергии газа и постоянной работе турбины вентилятора, тяга может быть увеличена путем увеличения расхода воздуха через вентилятор (степени двухконтурности m) при соответствующем снижении степени повышения давления в нем π_k^* (рис. 12.11). Рост тяги турбовентилятора при неизменном режиме работы газогенератора приводит к сильному снижению удельного расхода топлива. Удельная тяга и средняя скорость реактивной струи также сильно уменьшаются при росте m . Однако, наряду с указанными положительными результатами, увеличение расхода воздуха вызывает увеличение диаметра и массы вентилятора, которое при больших степенях двухконтурности становится более быстрым, чем рост тяги, замедляющийся в этой области. В результате, удельный вес турбовентиляторного агрегата при увеличении степени двухконтурности вначале уменьшается, а затем начинает возрастать. Обычно степень двухконтурности в турбовентиляторах ограничивают величиной $m = 12 \dots 15$. При этом степень повышения давления в вентиляторе получается небольшой — $\pi_k^* = 1,15 \dots 1,3$, тяга вентилятора в 2,5 ... 3 раза превышает тягу газогенератора, а удельный расход топлива и скорость истечения реактивной струи на режиме взлета и висения оказываются существенно более низкими, чем у других подъемных двигателей: $c_{уд} \approx 0,3$ кг/даН·ч, $c_c = 150 \dots 200$ м/с. Удельный вес современных турбовентиляторов ($\gamma_{ТВА} = G_{ТВА}/P_{ТВА}$) находится на уровне 0,08 ... 0,1.

Возможность получения большой степени увеличения тяги в турбовентиляторных агрегатах позволяет применять на самолете маршевые двигатели (газогенераторы) небольшого размера и оптимально согласовывать требования большой взлетной тяги и умеренной тяги в горизонтальном крейсерском полете, характерные для звуковых самолетов вертикального взлета и посадки.

12.5. СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ВЕРТИКАЛЬНО ВЗЛЕТАЮЩИХ САМОЛЕТОВ

Особенность вертикально взлетающих самолетов — большая относительная масса силовой установки. Масса силовой установки СВВП ($M_{с.у}$) складывается из массы маршевой установки ($M_{м.у}$) и массы подъемных устройств ($M_{п.у}$), в которые включаются масса собственно маршевых и подъемных двигателей или турбовентиляторов (M_m и M_p) и масса дополнительного оборудования, необходимого для установки на самолете двигателей и подъемных агрегатов (сюда входят массы гондол, воздухозаборников, входных люков и решеток, систем управления подъемными двигателями, а также массы трубопроводов и переключающих устройств в системе подвода газа от газогенератора к подъемным турбовентиляторам и т. п.). Масса этого дополнительного оборудования может составлять 60 ... 100 % от массы подъемных двигателей и вентиляторов и 40 ... 60 % от массы маршевых и подъемно-маршевых двигателей. Таким образом, $M_{с.у} = k_{м.у}M_m + k_{п.у}M_p$, где $k_{м.у} = 1,4 \dots 1,6$ и $k_{п.у} = 1,6 \dots 2$. Из этого равенства легко может быть получено выражение относительной массы силовой установки в самолете со взлетной массой $M_{взл}$:

$$M_{с.у}/M_{взл} = k_{м.у}\gamma_m + k_{п.у}\gamma_p \left(1 - \frac{\mu}{\beta} \sin \varphi\right), \quad (12.3)$$

где γ_m , γ_p — удельные веса маршевых (подъемно-маршевых) и подъемных двигателей или агрегатов; μ — тяговооруженность по горизонтальной тяге; β — тяговооруженность по вертикальной тяге; $k_{м.у}$, $k_{п.у}$ — коэффициенты увеличения массы маршевых и подъемных силовых установок по сравнению с массой двигателей; φ — угол отклонения вектора тяги маршевых двигателей от горизонтали при взлете.

При одновекторной схеме силовой установки $\mu = \beta$, $\varphi = 90^\circ$ и $M_{с.у}/M_{взл} = k_{м.у}\gamma_m\beta$. При двухвекторной схеме и в системе с турбовентиляторами $\varphi = 0$. При смешанной системе (подъемные и подъемно-маршевые двигатели) $\mu < \beta$, $\varphi \approx 90^\circ$.

На рис. 12.12 показано изменение относительной массы силовых установок по выражению (12.3) в зависимости от тяговооруженности самолета по горизонтальной тяге μ . Для сравнения приведена такая же зависимость для горизонтально взлетающего самолета (кривая 1).

Для упрощения при большой тяговооруженности ($\mu > 0,5$) у всех силовых установок приняты одинаковый удельный вес маршевых форсированных двигателей ($\gamma_m = 0,125$, $k_{м.у} = 1,4$) и подъемных двигателей ($\gamma_p = 0,0625$, $k_{п.у} = 1,6$). Удельный вес подъемно-маршевых двигателей взят большим — $\gamma_m = 0,15$, так как эти двигатели при взлете используются без форсирования или с частичным форсированием. Такие же значения γ_m приняты и

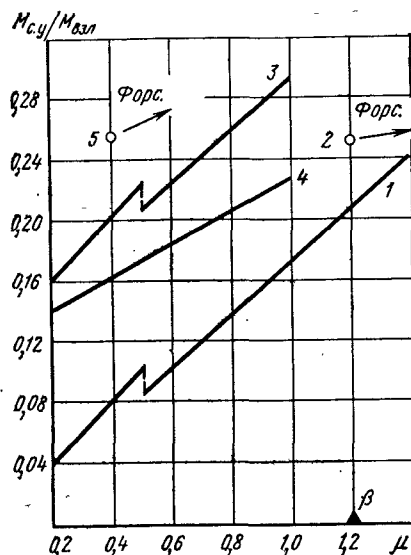


Рис. 12.12. Зависимость относительной массы силовой установки от тяговооруженности по горизонтальной тяге:

1 — самолет с горизонтальным взлетом и посадкой ($\beta = 0$, $\varphi = 0$); 2 — СВВП с подъемно-маршевыми двигателями ($\beta = 1,2$, $\varphi = 90^\circ$); 3 — СВВП с подъемными и маршевыми двигателями ($\beta = 1,2$, $\varphi = 0$); 4 — СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями ($\beta = 1,2$, $\varphi = 90^\circ$); 5 — СВВП с турбовентиляторными агрегатами ($\beta = 1,2$, $P_{ТВА} = 3$)

для других силовых установок при низких значениях тяговооруженности ($\mu = 0,2 \dots 0,5$), характерных для дозвуковых самолетов, использующих нефорсированные двигатели. Для силовой установки с подъемными турбовентиляторами принимаем характерные величины степени

увеличения тяги $\bar{P}_{ТВА} = 3$.

удельного веса $\gamma_{ТВА} = 0,08$ при $k_{п.у} = 1,8$. При заданном $\beta = 1,2$ это однозначно определяет тяговооруженность по горизонтальной тяге $\mu = \beta / \bar{P}_{ТВА} = 0,4$. Величина μ здесь может быть увеличена до $0,55 \dots 0,6$, если применить форсированные маршевые двигатели. При принятых для сравнения значениях удельного веса двигателей в области малых и умеренных значений тяговооруженности (дозвуковые самолеты) наиболее тяжелыми получаются силовые установки с подъемными турбовентиляторами (точка 5) и составные двухвекторные (подъемные и маршевые двигатели — кривая 3). При этом относительная масса силовой установки по сравнению с горизонтально взлетающим самолетом увеличивается в $2,5 \dots 3$ раза ($\mu = 0,3 \dots 0,4$). Силовая установка смешанной схемы (подъемные и подъемно-маршевые двигатели, кривая 4) в этой области значений μ оказывается наиболее легкой (на $15 \dots 20\%$ легче двухвекторной составной и на $\approx 35\%$ — установки с ТВА). При выборе силовой установки дозвукового СВВП помимо массы важным фактором оказывается расход топлива на режимах взлета, посадки и висения (см. ниже).

При больших значениях тяговооруженности, характерных для сверхзвуковых самолетов ($\mu > 0,6$, но при $\mu < \beta$), по-прежнему, меньшую массу имеет смешанная силовая установка. При $\mu = 0,8$, например, она на $\approx 20\%$ легче составной двухвекторной и на $\approx 17\%$ — одновекторной с одним подъемно-маршевым двигателем (точка 2).

Следует, однако, иметь в виду, что увеличенная располагаемая тяговооруженность самолета с подъемно-маршевыми двигателями, определяемая условиями вертикального взлета ($\mu =$

$= \beta = 1,2$), может придать самолету дополнительные качества — увеличенные маневренность и скорость полета, возможность горизонтального укороченного взлета самолета с повышенной нагрузкой. Единая подъемно-маршевая силовая установка позволяет, кроме того, осуществить быстрый поворот вектора тяги при маневрировании в полете. Дополнительным преимуществом единых подъемно-маршевых силовых установок является возможность увеличения тяговооруженности по горизонтальной тяге μ при заданной тяговооруженности при взлете $\beta \approx 1,2$ за счет использования в полете полного форсирования двигателя, так как при вертикальном взлете степень форсирования ограничена по условиям воздействия на взлетную площадку.

При высокой потребной тяговооруженности сверхзвуковых самолетов ($\mu \approx 1$ и более, см. рис. 12.12) смешанная силовая установка теряет смысл, так как дополнительная тяга подъемных двигателей становится малой, и она вырождается в единую подъемно-маршевую, а двухвекторная силовая установка оказывается слишком тяжелой.

При высокой тяговооруженности ($\mu \geq 1,2$) относительная масса такой силовой установки, состоящей из подъемно-маршевых двигателей, сближается с массой силовой установки обычного самолета, превышая ее на $10 \dots 20\%$.

Увеличение массы силовой установки СВВП (особенно при низких и умеренных тяговооруженностях μ) приводит к уменьшению относительного запаса топлива и дальности полета СВВП по сравнению с горизонтально взлетающими самолетами близкого назначения.

Оценим затраты топлива у СВВП, связанные с осуществлением вертикального маневра при взлете и посадке.

Обычно время вертикального взлета и перехода к горизонтальному полету принимается равным 30 с, а время спуска и посадки — 60 с. Однако, в связи с тем, что при спуске масса самолета меньше, расход топлива за время одного цикла взлет—посадка примерно эквивалентен расходу топлива при висении самолета полного взлетной массы в течение одной минуты. У пассажирских СВВП взлет и посадка осуществляются по специальным траекториям, выбираемым с учетом безопасности, ограничения шума и других факторов. Поэтому время цикла взлет—посадка у них увеличивается и может достигать до $2 \dots 2,5$ минут.

Общую эффективность подъемных силовых установок (двухвекторных, смешанных и с ТВА) на режиме висения удобно характеризовать суммарным удельным весом подъемных двигателей и устройств и израсходованного всеми двигателями топлива по отношению к вертикальной тяге: $\gamma_{\Sigma п} = g (M_{п.у} + M_{т.исс}) / P_{верт.}$

Чем меньше $\gamma_{\Sigma п}$ при данном времени висения, тем эффективнее подъемная установка. При двухвекторной схеме в начальный момент висения ($t_{исс} = 0$) величина этого параметра совпадает

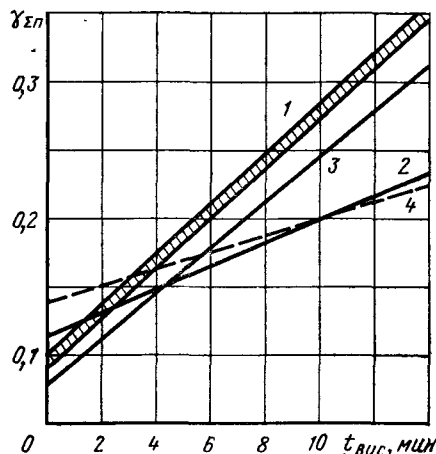


Рис. 12.13. Суммарный удельный вес конструкции подъемных установок и израсходованного топлива в зависимости от времени висения:

1 — СВВП с подъемными ТРД ($c_{уд.п} = 1,1$ кг/даН·ч, $P_{ГП} = 16 \dots 18$, $k_{п.у} = 1,6$);
 2 — СВВП с подъемными ТРДД ($c_{уд.п} = 0,5$ кг/даН·ч, $P_{ГП} = 14$, $k_{п.у} = 1,6$);
 3 — СВВП смешанной схемы с подъемными ТРД ($c_{уд.п} = 1,1$ кг/даН·ч, $P_{ГП} = 16$) и подъемно-маршевыми ТРДД ($c_{уд.м} = 0,6$ кг/даН·ч, $\mu = 0,25$);
 4 — СВВП с подъемными турбовентиляторами ($c_{уд.п} = 0,35$ кг/даН·ч, $P_{ГТВА} = 13$, $k_{п.у} = 1,8$).

меньше удельный расход топлива, тем медленней происходит увеличение этого параметра по времени. На рис. 12.13 сравниваются различные подъемные устройства по величине суммарного удельного веса конструкции и топлива на дозвуковом самолете с $\mu = 0,25$. В двухвекторных системах применение более легких одноконтурных подъемных ТРД оказывается выгодным до $t_{вис} \approx 2$ мин, при большем времени висения становятся выгодными экономичные, но несколько более тяжелые подъемные ТРДД. Смешанная схема подъемной силовой установки является наиболее выгодной при времени висения до 4 ... 5 мин. При большом времени висения (>10 мин) лучшей силовой установкой становятся подъемные турбовентиляторы. Время висения и непосредственной близости от земли может ограничиваться недопустимым процессом разрушения взлетно-посадочной площадки под воздействием реактивной струи подъемных двигателей. На рис. 12.14 показаны величина давления, производимого реактивной струей на грунт, и допустимое время висения над травяной площадкой в зависимости от средней скорости истечения газов и воздуха из сопел подъемных двигателей различного типа.

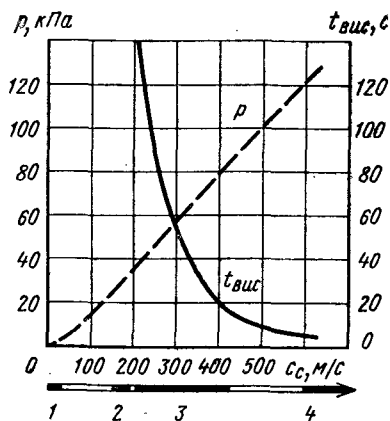


Рис. 12.14. Примерный уровень максимального избыточного давления реактивной струи на грунт и допустимое время висения над травяной площадкой у подъемных устройств различного типа:

1 — винты вертолетов; 2 — подъемные турбовентиляторы; 3 — подъемные ТРДД ($m = 2 \dots 10$); 4 — подъемные ТРД

с удельным весом подъемных агрегатов и увеличивается по мере израсходования топлива при $t_{вис} > 0$. Чем

Травяной покров выдерживает воздействие реактивной струи подъемного ТРД в течение всего нескольких секунд, воздействие струи подъемного ТРДД ($m = 2 \dots 10$) — в течение 20 ... 150 с, а допустимое время висения над травой самолета с подъемными турбовентиляторами исчисляется уже несколькими минутами. Бетонная площадка выдерживает воздействие реактивной струи одноконтурного подъемного ТРД в течение нескольких минут. Время висения самолетов с подъемными ТРДД или турбовентиляторами в этих условиях практически не ограничено.

Для защиты грунтовых взлетно-посадочных площадок от действия реактивных струй могут применяться различные искусственные покрытия, например, металлические.

Приведенное сравнение подъемных устройств может служить лишь примером качественного сопоставления их отдельных показателей (массовых данных, удельного расхода топлива, степени воздействия на грунт). Правильный выбор того или иного типа силовой установки зависит от назначения самолета и должен производиться с учетом большого числа факторов, характеризующих техническое и конструктивное совершенство двигателей и конкретные условия их эксплуатации на самолете.

ЧАСТЬ IV

НЕКОТОРЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

ГЛАВА 13. НЕУСТАНОВИВШИЕСЯ РЕЖИМЫ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Авиационные газотурбинные двигатели при эксплуатации на самолетах работают на различных режимах, выбор которых определяется условиями полета. Изменение режима работы газотурбинного двигателя, как правило, производится изменением частоты вращения ротора, причем с ее увеличением возрастает и тяга двигателя. Исключение составляют некоторые ТВД, у которых можно изменять тягу при постоянной частоте вращения путем изменения угла установки лопастей винта.

Очевидно, для обеспечения хорошей маневренности самолета двигатель должен обладать способностью быстро изменять режим работы при резком перемещении летчиком рычага управления двигателем (РУД). Процесс быстрого увеличения тяги двигателя называют *приемистостью*. Одним из характерных случаев, когда требуется хорошая приемистость двигателя, является уход самолета на второй круг при неудавшейся посадке. Вслед за увеличением летчиком подачи топлива двигатель должен быстро увеличить тягу, чтобы самолет смог вновь разогнаться и набрать необходимую высоту.

Приемистость двигателя обычно характеризуют минимальным временем, потребным для перехода с режима малого газа на режим максимальной тяги, т. е. у одновального ТРД — временем раскрутки ротора от $n_{м.г}$ до n_{max} (t_n). Обратный быстрый переход от n_{max} до $n_{м.г}$ называют *сбросом газа* и характеризуют временем $t_{сб}$. Газотурбинные двигатели в силу ряда причин имеют относительно плохую приемистость ($t_n = 5 \dots 10$ с). Сброс газа (уменьшение тяги) у этих двигателей обычно происходит достаточно быстро, и, как правило, не является лимитирующим процессом.

У двигателей с форсажными камерами общее время приемистости складывается из времени раскрутки ротора и времени от включения форсажной камеры до выхода ее на максимальный режим: $t_{\Sigma} = t_n + t_{ф}$. Эти стадии с целью сокращения общего времени могут быть частично совмещены.

Важной эксплуатационной характеристикой авиационного двигателя является также его способность к быстрому запуску с выходом на режим малого газа за короткое время.

Различают *запуск в стартовых условиях* на земле, когда начальную раскрутку ротора двигателя производят от постороннего источника мощности (аэродромного или бортового пускового устройства), и *запуск в полете*, когда ротор двигателя до подачи топлива вращается под действием скоростного напора набегающего потока воздуха (*режим авторотации*). При этом иногда производят дополнительную подкрутку ротора с помощью пускового устройства.

В процессе приемистости, сброса газа, а также при запуске газотурбинный двигатель работает на *неустановившихся режимах*, при которых все параметры двигателя (частота вращения ротора, расход топлива, температура газов перед турбиной, степень повышения давления в компрессоре и т. д.) изменяются по времени. Правильный расчет двигателя на неустановившихся режимах и его проектирование с учетом требований хорошей приемистости, быстрого и надежного запуска являются важными практическими задачами.

13.1. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ОДНОВАЛЬНОГО ТРД НА НЕУСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ

Уравнение движения ротора

Уравнение движения ротора турбореактивного двигателя запишем в виде

$$M_T - M_K - M_m = J_z d\omega/dt. \quad (13.1)$$

Здесь J_z — момент инерции ротора относительно оси вращения; M_T — крутящий момент, развиваемый турбиной; M_K — момент на валу компрессора; M_m — момент, требуемый для преодоления силы трения в подшипниках и для вращения агрегатов. На установившемся режиме $M_T = M_K + M_m$, и угловая скорость ротора постоянна ($d\omega/dt = 0$). Если же путем изменения подачи топлива в двигатель увеличить или уменьшить момент на валу турбины, то скорость вращения ротора начнет увеличиваться или уменьшаться. Переходя к мощностям: $N_T - N_K - N_m = J_z \omega d\omega/dt$ и заменяя угловую скорость частотой вращения ($\omega = 2\pi n$), получим

$$N_T - N_K/\eta_m = 4\pi^2 J_z n dn/dt, \quad (13.2)$$

или

$$dn/dt = \Delta N_T / (4\pi^2 J_z n), \quad (13.3)$$

где $\Delta N_T = N_T - N_K/\eta_m$ — избыточная мощность турбины, Вт; η_m — механический КПД.

Чем выше избыточная мощность турбины и чем меньше момент инерции ротора, тем больше ускорение его вращения. При $\Delta N_T > 0$ происходит раскрутка ротора, при $\Delta N_T < 0$ — замедление вращения ротора ТРД.

Время перехода с одной частоты вращения на другую (время приемистости или сброса газа) может быть найдено интегрированием уравнения (13.3):

$$t_{1-2} = 4\pi^2 J_z \int_{n_1}^{n_2} \frac{n}{\Delta N_T} dn. \quad (13.4)$$

Чтобы вычислить интеграл в правой части этого уравнения, нужно знать, как изменяется избыточная мощность турбины в зависимости от частоты вращения. Определение избыточной мощности турбины является основной задачей в теории неуставившихся режимов турбореактивных двигателей. Если известно изменение ΔN_T в зависимости от частоты вращения, то, положив в уравнении (13.4) верхний предел переменным, получим зависимость времени приемистости (сброса) от конечной частоты вращения $t = f(n)$ при данной начальной частоте вращения n_1 . Изменение частоты вращения ротора двигателя по времени $n = f(t)$ может быть найдено численным или графическим интегрированием выражения (13.4).

Избыточная мощность турбины и изменение параметров ТРД при приемистости и сбросе газа

Примем допущение о квазистационарности течения газов в двигателе и работы его элементов на неуставившихся режимах. Сущность этого допущения заключается в следующем. Уравнения, описывающие неуставившееся (нестационарное) течение газов, отличаются от уравнений стационарного движения. Например, уравнение неразрывности в нестационарном потоке запишется в виде $G_2 = G_1 - \Delta G$, где $\Delta G = \iiint_{V_1-2} \frac{dp}{dt} dV$ — увели-

чение (если $dp/dt > 0$) или уменьшение (если $dp/dt < 0$) массы воздуха, содержащегося в объеме V между сечениями 1 и 2 в единицу времени. Следовательно, расходы газа в различных сечениях двигателя при приемистости в один и тот же момент времени отличаются и тем сильнее, чем больше объем проточной части между этими сечениями и чем быстрее изменяется по времени плотность газа в каждой точке этого объема. Аналогично этому изменяются и другие уравнения (энергии, количества движения).

Отмеченные газодинамические особенности нестационарных течений, а также различный прогрев деталей двигателя на установившихся и неуставившихся режимах, вызывающий изменение зазоров и условий теплообмена со стенками, должны приводить к изменению характеристик элементов: компрессора, турбины и др. (например, к снижению π_k^* и КПД компрессора при данных n и G_v на входе), изменению отвода тепла в детали и т. п.

В первом приближении, однако, можно допустить, что нестационарный прогрев деталей сказывается мало, а газодинами-

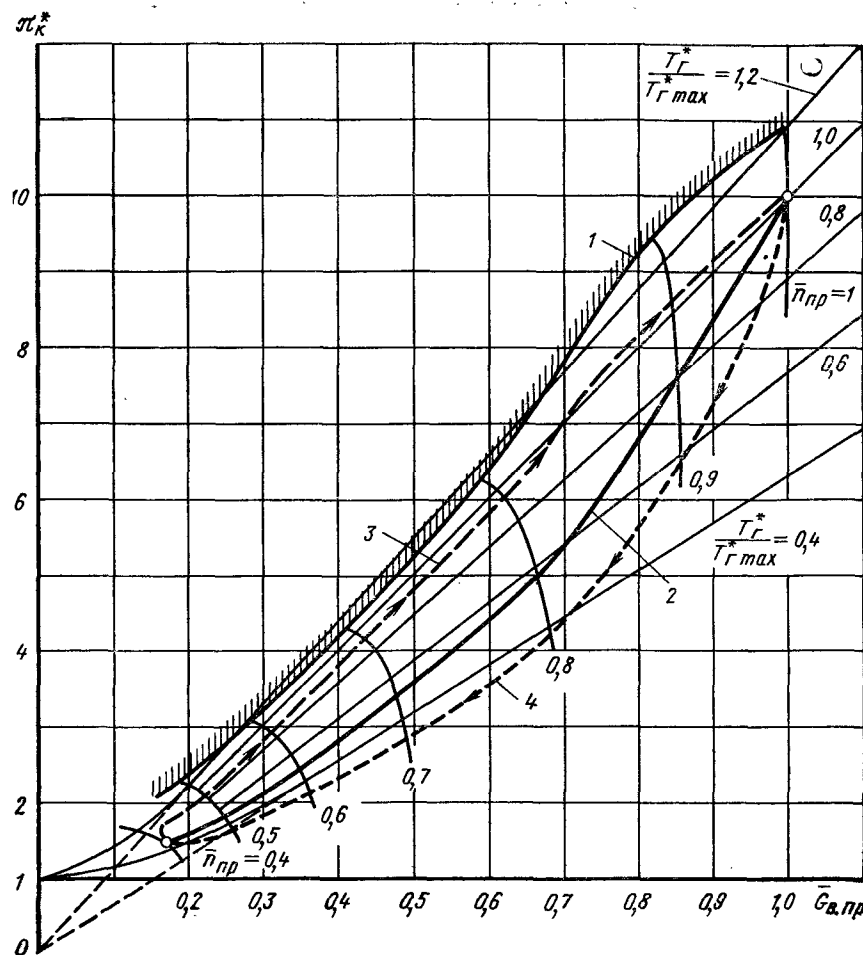


Рис. 13.1. Линии совместной работы компрессора и турбины на установившихся и переходных режимах ($H = 0$, $M_D = 0$):

1 — граница устойчивой работы компрессора; 2 — линия установившихся режимов; 3 — режимы работы при приемистости; 4 — режимы работы при сбросе газа

ческие процессы в двигателе протекают существенно быстрее, чем процессы приемистости или сброса газа. В этом случае характеристики элементов двигателя, полученные на установившихся режимах, принимаются неизменными и на неуставившихся режимах сохраняются также известные выражения мощности компрессора, турбины, понятия КПД элементов и т. д. Таким образом, можно упрощенно представить процесс работы двигателя и его элементов на неуставившихся режимах, как ряд мгновенных установившихся (квазистационарных) состояний, для описания которых используются обычные соотношения. При более точных расчетах влияние газодинамической и тепловой не-

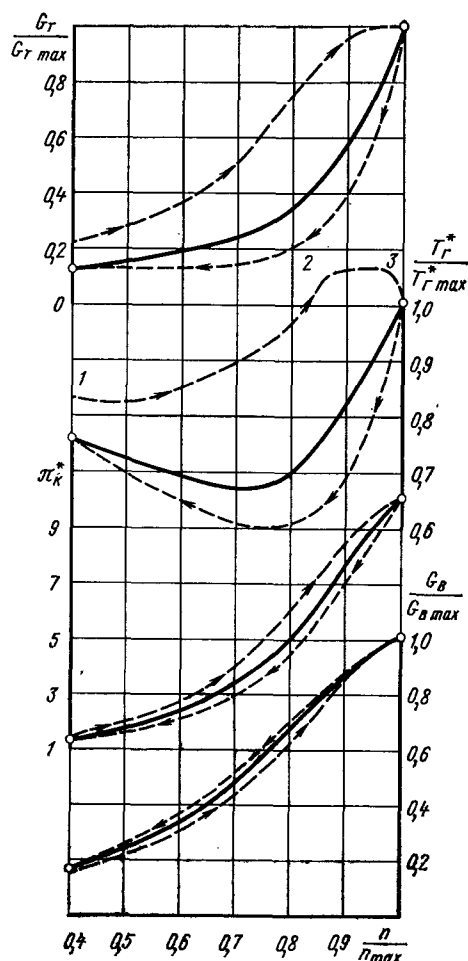


Рис. 13.2. Относительное изменение параметров ТРД с осевым компрессором на установившихся и неустойчивых режимах ($H = 0$, $M_{ц} = 0$):
 — установившиеся режимы;
 --- неустойчивые режимы; 1—2 — увеличение G_T и T_T^* ограничивается срывом в компрессоре; 2—3 — ограничение предельно допустимой T_T^*

стационарности необходимо учитывать.

Избыточная мощность турбины при приемистости определяется уравнением

$$\Delta N_T = G \Delta L_T = G_B [(1 - q_T) \times \times (1 - \delta_{отб}) L_T - L_B / \eta_m]. \quad (13.5)$$

Здесь ΔL_T — избыточная удельная работа турбины (на 1 кг расхода воздуха); L_T и L_B — удельные работы расширения газа в турбине и сжатия воздуха в компрессоре; $\delta_{отб}$ — относительная доля отбираемого за компрессором воздуха (например, для предотвращения помпажа, а также на охлаждение турбины).

Избыточная мощность на валу двигателя при неизменной площади реактивного сопла появляется тогда, когда температура газов перед турбиной повышается по сравнению с ее значением на установившемся режиме и при той же частоте вращения, что достигается увеличением подачи топлива в двигатель. Изменение температуры газов перед турбиной изменяет положение линии совместной работы компрессора и турбины на характеристике компрессора. При увеличении T_T^* (приемистость) линия совместной работы двигателя сдвигается влево, а при уменьшении T_T^* (сброс) — вправо от линии установившихся режимов, соответствующей дроссельной характеристике двигателя в диапазоне изменения частоты вращения от $n_{м.г}$ до n_{max} (рис. 13.1). Пределами увеличения температуры газов в процессе приемистости могут быть приближение к границе помпажа компрессора или чрезмерное превышение максимальной расчетной температуры газов в дви-

гателе, влияющее на прочность турбины. Учитывая, что время приемистости относительно мало и часть этого времени двигатель работает при пониженных окружных скоростях и пониженных напряжениях от центробежных сил в деталях турбины, можно допустить некоторое превышение $T_{г\max}^*$. Обычно при малых и умеренных частотах вращения возможность увеличения T_T^* лимитируется границей срыва компрессора, а при высоких — максимально допустимой величиной T_T^* (см. рис. 13.1).

Пределом уменьшения T_T^* при сбросе газа может быть срыв пламени в камере сгорания при сильном обеднении топливо-воздушной смеси (см. гл. 5). В земных условиях опасность срыва пламени менее вероятна, чем при полете с малой скоростью на большой высоте, когда возможен также срыв пламени и при приемистости вследствие сильного обогащения топливо-воздушной смеси в камере сгорания.

В результате изменения температуры газов и режима совместной работы компрессора и турбины на неустойчивых режимах расход воздуха и степень повышения давления в компрессоре при каждой частоте вращения ротора отличаются от значений этих параметров на установившихся режимах. При приемистости π_k^* — выше, а G_B — ниже, чем на установившихся режимах. При сбросе газа — картина обратная (рис. 13.2).

Расчет процесса приемистости ТРД в стартовых условиях

Расчет процесса приемистости ТРД в стартовых условиях

Практическими целями расчета процессов приемистости в различных условиях полета могут быть следующие:

- определение времени перехода двигателя с режима малого газа на максимальный режим, т. е. оценка приемистости двигателя;
- нахождение наивыгоднейших законов подачи топлива в двигатель, дающих наименьшее время приемистости в данных условиях;
- определение зависимостей частоты вращения и тяги двигателя от времени в процессе приемистости, необходимых для определения динамических свойств самолета.

Рассмотрим более подробно расчет приемистости ТРД в земных условиях при нулевой скорости полета. Будем полагать, что сопло двигателя в процессе приемистости не регулируется ($F_{вр} = \text{const}$).

Для расчета приемистости необходимо иметь характеристику компрессора с нанесенной на ней линией совместной работы при установившихся режимах от максимального до режима малого газа (см. рис. 13.1), а также характеристику турбины. Удобно предварительно нанести на характеристику компрессора линии постоянной относительной температуры газов $T_T^*/T_H^* = \text{const}$ или линии $T_T^*/T_{г\max}^* = \text{const}$ (см. разд. 8.2).

Далее расчет проводится в следующем порядке.

1. На характеристику компрессора наносится линия совместных режимов работы компрессора и турбины при максимальной приемистости. Для этого в области высоких частот вращения указанным выше способом проводят линию постоянного отношения температур $T_{г.п}^*/T_n^* = \text{const}$, где $T_{г.п}^* = T_{г.п}^*_{\text{max}} + (100 \dots 150 \text{ K})$ — предельно допустимая температура газов при приемистости.

При пониженных частотах вращения, когда режимы приемистости обычно ограничиваются не температурой газов, а устойчивостью компрессора, линию совместной работы ведут вдоль границы срыва, выдерживая необходимый запас устойчивости

$$\Delta k_y = \left[\frac{(\pi_k^*/G_{в.пр})_{гр}}{(\pi_k^*/G_{в.пр})_п} - 1 \right] 100 \% \approx 5 \dots 7 \%$$

Здесь индекс гр обозначает параметры на границе срыва, а индекс «п» — параметры на линии режимов приемистости при одинаковых частотах вращения $n_{пр}$.

2. Рассчитывается зависимость $\pi_t^* = f(\pi_2^*)$ методами, указанными в гл. 8, или используется такая зависимость, полученная ранее для установившихся режимов.

3. В области, где повышение температуры газов ограничивается возможностью помпажа, необходимо определить допустимые значения T_g^* при приемистости. Для этого используют расходную характеристику турбины (см. гл. 4). Линия режимов совместной работы при приемистости на характеристике компрессора дает нам необходимые величины π_k^*, G_v при каждом значении n . Следовательно, известны значения $\pi_2^* = \pi_k^*, G_g = (1 + q_t - \delta_{охл} - \delta_{пер}) G_v$, $\pi_t^* = f(\pi_2^*)$ и $p_g^* = \sigma_k \cdot p_k^*$. Допустимые температуры газа перед турбиной при приемистости определяются зависимостью

$$T_{г.п}^* = \left(\frac{\sqrt{T_0}}{p_0} G_{г.пр} \frac{p_g^*}{G_g} \right)^2, \quad (13.6)$$

где $G_{г.пр} = f(\pi_g^*)$ — определяется по расходной характеристике турбины.

Поскольку $G_{г.пр}$ в общем случае зависит также от параметра $n/\sqrt{T_g^*}$, а величина T_g^* заранее неизвестна, требуются последовательные приближения. Решение облегчается слабой зависимостью $G_{г.пр}$ от $n/\sqrt{T_g^*}$.

Величины $q_t, \delta_{охл}, \delta_{пер}, \sigma_k$ с задаются приближенно по аналогии с установившимися режимами.

4. Теперь, когда известна T_g^* вдоль всей линии режимов приемистости на характеристике компрессора, можно для каждой точки этой линии (π_k^*, G_v, n) определить удельную работу турбины L_t по характеристике турбины для данных $\pi_t^* = f(\pi_2^*)$ и $n/\sqrt{T_g^*}$ или расчетом, задаваясь КПД турбины или определяя его по характеристике.

5. Избыточная мощность турбины ΔN_t определяется по уравнению (13.5), а время приемистости — графическим интегрированием уравнения (13.4), как это будет показано ниже.

Если в процессе приемистости двигателя изменяется площадь критического сечения реактивного сопла (например, при раскрытии сопла для убыстрения приемистости, см. разд. 2 этой главы), то рассчитывается новая зависимость $\pi_t^* = f(\pi_2^*)$, соответствующая новому значению $F_{кр}$. В остальном расчет проводится по изложенной выше методике.

Примерное изменение избыточной мощности турбины ТРД с осевым компрессором при $H = 0, M_n = 0$ показано на рис. 13.3. Изменение других параметров этого двигателя при приемистости и на установившихся режимах было показано ранее на рис. 13.2. При малых частотах вращения ΔN_t мало из-за

небольших значений расхода воздуха и степени повышения давления в двигателе, а также из-за противоположных ограничений повышения температуры газов. При средних частотах вращения ΔN_t заметно увеличивается, так как растут G_v, π_k^* и $T_{г.п}^*/T_{г.уст}^*$. При больших частотах вращения избыточная мощность турбины снова уменьшается из-за приближения температуры газов при приемистости к значениям T_g^* на установившихся режимах.

Время приемистости двигателя при известном моменте инерции ротора определяется графически, как площадь под кривой $4\pi^2 J_z n / \Delta N_t = f(n)$, изображающей зависимость подинтегральной величины в уравнении (13.4) от частоты вращения (см. рис. 13.3). Также может быть найдено время раскрутки до любой промежуточной частоты вращения. В результате определяют кривую изменения частоты вращения ротора по времени при приемистости (рис. 13.4).

По известному изменению параметров двигателя может быть последовательно для всех моментов времени определено изменение его тяги, а также расходов топлива, потребных для осуществления такой приемистости.

Характерная особенность протекания процесса приемистости ТРД заключается в медленном ускорении вращения в начале и быстром ускорении в середине времени приемистости с некоторым замедлением в конце его, что связано с отмеченным выше характером изменения избыточной мощности турбины. Малое значение ΔN_t при низких частотах вращения и относительно большие моменты инерции роторов приводят к тому, что ТРД обладают сравнительно большим временем приемистости. Особенно неблагоприятно

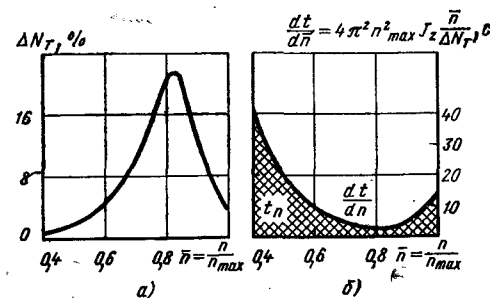


Рис. 13.3. Изменение избыточной мощности турбины ТРД с осевым компрессором в зависимости от частоты вращения ротора при приемистости (а). Графическое определение времени приемистости (б). (Избыточная мощность турбины отнесена к ее мощности на максимальном установившемся режиме $N_{т.уст\text{max}}$)

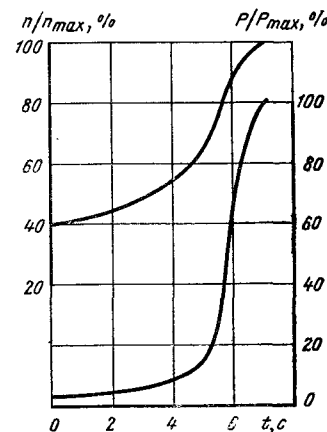


Рис. 13.4. Относительное изменение частоты вращения и тяги по времени при приемистости ТРД с осевым компрессором в стартовых условиях

изменяется при приемистости тяга ТРД (см. рис. 13.4). Большую часть времени приемистости тяга изменяется незначительно и лишь в конце быстро нарастает до максимальной величины. Такой характер изменения тяги ТРД при приемистости отрицательно сказывается на маневренности самолета. Отмеченные отрицательные динамические качества ТРД делают задачу улучшения его приемистости весьма острой.

Особенности расчета приемистости ТРД в полете

В гл. 8 было показано, что линия установившихся режимов работы на характеристике компрессора при увеличении скорости полета изменяется в области низких приведенных частот вращения, где в реактивном сопле двигателя наблюдается докритический перепад давления. Увеличение скорости полета приводит здесь к росту приведенного расхода воздуха через двигатель при $n_{пр} = \text{const}$ и к уменьшению относительной температуры газа $T_{г.п}^*/T_n^*$ на установившихся режимах его работы до тех пор, пока в реактивном сопле не установится критический перепад давления вследствие роста суммарной степени повышения давления в двигателе $\pi_\Sigma^* = \pi_\Sigma^* \pi_k^*$ (рис. 13.5). При известных в данных условиях полета параметрах двигателя на линии установившихся режимов (которая должна быть заранее определена) процесс приемистости может быть рассчитан так же, как и при $M_n = 0$. Порядок расчета остается прежним. Линию режимов приемистости на характеристике компрессора при этом можно выбрать так же, как и при $M_n = 0$ (рис. 13.5).

Однако, начальная и конечная точки линии режимов приемистости (по физическим и приведенным частотам вращения) в зависимости от высоты и скорости полета ($T_n^*, p_n^* = \text{var}$) могут измениться в соответствии с выбранным законом регулирования двигателя на режимах максимальной тяги и малого газа (см. разд. 13.2). Кроме того, следует учитывать, что если режимы приемистости в области высоких частот вращения во всех случаях вести вдоль одной линии $T_{г.п}^*/T_n^* = \text{const}$ на характери-

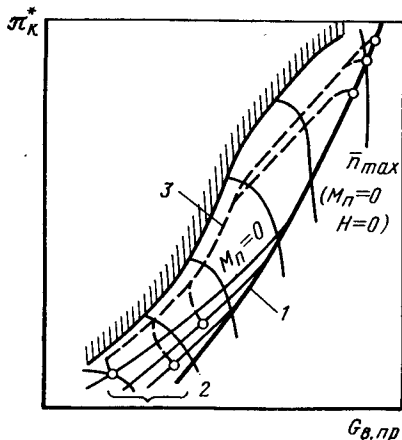


Рис. 13.5. Линии совместной работы компрессора и турбины на характеристике компрессора ТРД с нерегулируемым соплом в статических условиях и в полете:

1 — линии установившихся режимов при критическом перепаде в реактивном сопле; 2 — линии установившихся режимов при различных числах M_n (докритический перепад в реактивном сопле при пониженных n); 3 — возможное протекание линии режимов приемистости ($M_n = \text{var}$, $H = \text{var}$)

стике компрессора, то фактическая температура $T_{г.п}^*$ может отличаться от выбранной в статических земных условиях предельной величины $T_{г.п}^*$ из-за изменения T_n^* в полете. Поэтому при $T_n^* > 288$ К может оказаться необходимым специальное ограничение температуры газов допустимой величиной $T_{г.п}^*$. В этом случае линия режимов приемистости на характеристике компрессора понизится (на участке ограничения), так как уменьшится отношение $T_{г.п}^*/T_n^*$.

Вследствие удаления линии рабочих установившихся режимов от границы срыва при сохранении положения линии неустановившихся режимов процесс приемистости в начальной стадии (в области низких приведенных частот вращения) при большей скорости полета проходит более интенсивно, так как увеличивается отношение температур $T_{г.п}^*/T_{г.уст}^*$.

Расчет процесса сброса газа

Расчет процесса сброса газа принципиально не отличается от расчета приемистости ТРД и может быть произведен с помощью тех же уравнений (13.5), (13.4), в которых ΔN_T — отрицательная величина. Закономерности изменения частоты вращения при сбросе газа и приемистости противоположны: при сбросе вначале частота вращения уменьшается быстро, а затем этот процесс замедляется. Как и при приемистости, это связано с характером изменения абсолютных значений ΔN_T в области больших и малых частот вращения.

13.2. ПРИЕМИСТОСТЬ ОДНОВАЛЬНОГО ТРД И СПОСОБЫ ЕЕ УЛУЧШЕНИЯ

На приемистость ТРД влияют условия, в которых он работает (температура и давление атмосферного воздуха, скорость полета), а также некоторые конструктивные и эксплуатационные его параметры (например, размер двигателя, момент инерции его ротора, относительная частота вращения на режиме малого газа и др.). Влияние этих факторов рассмотрим на простейшем примере одновального турбореактивного двигателя.

Обобщенная характеристика приемистости

В гл. 8 было показано, что подобие установившихся режимов работы ТРД характеризуется постоянством двух параметров подобия: M_n и приведенной частоты вращения $n\sqrt{T_0/T_n^*}$. Поскольку при приемистости ТРД условие равенства работ компрессора и турбины снимается, в двигателе появляется дополнительная степень свободы, и для определения подобных режимов работы к указанным параметрам необходимо добавить третий приведенный параметр, например, относительную температуру

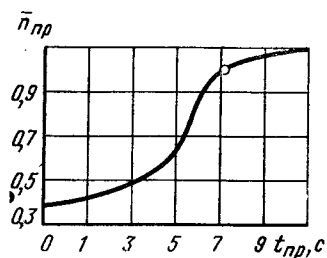


Рис. 13.6. Обобщенная характеристика приемистости турбореактивного двигателя с осевым компрессором ($M_{пр} = 0$)

газов перед турбиной $T_{г. пр}^*/T_n^*$ или приведенный расход топлива $\eta_{г. пр} G_{г. пр} (p_0/p_n^*) \times \sqrt{T_0/T_n^*}$, которые могут быть при приемистости заданы произвольно, независимо от первых двух параметров подобия ($M_{пр}$ и $n_{пр}$). Так же, как и уравнение связи параметров ТРД на установившихся режимах, уравнение движения ротора (13.3) можно выразить через приведенные к стандартным атмосферным условиям параметры, приведя его к следующему виду:

$$dt_{пр} = 4\pi^2 J_z \frac{n_{пр}}{\Delta N_{т. пр}} dn_{пр}. \quad (13.7)$$

Здесь $n_{пр} = n \sqrt{T_0/T_n^*}$ — приведенная частота вращения, а $\Delta N_{т. пр} = \Delta N_{т. пр} (p_0/p_n^*) \sqrt{T_0/T_n^*}$ — приведенная избыточная мощность турбины, выражение которой может быть получено из (13.5), если учесть формулы приведения расхода воздуха [$G_{в. пр} = G_{в. пр} (p_n^*/p_0) \sqrt{T_0/T_n^*}$] и удельных работ сжатия и расширения [$L_{к. пр} = L_{к. пр} (T_0/T_n^*)$, $L_{т. пр} = L_{т. пр} (T_0/T_n^*)$]. Для получения в правой части уравнения (13.7) приведенных параметров частоты вращения и избыточной мощности турбины нам пришлось в левой части уравнения образовать новый параметр

$$t_{пр} = t \frac{p_n^*}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_n^*}}, \quad (13.8)$$

который по аналогии с другими можно назвать *приведенным временем переходного процесса* в ТРД. Выражение (13.7) представляет собой обобщенное уравнение движения ротора.

Если вести процессы приемистости ТРД так, чтобы в различных атмосферных условиях (но при $M_{пр} = \text{const}$) выдерживался одинаковый закон изменения относительной температуры газа перед турбиной по приведенной частоте вращения $T_{г. пр}^*/T_n^* = f(n_{пр})$ (т. е. если двигаться вдоль одной и той же линии режимов на характеристике компрессора), то правая часть уравнения (13.7) будет изменяться во всех случаях одинаково, и при интегрировании этого уравнения мы получим одну обобщенную характеристику приемистости конкретного ТРД, т. е. единую зависимость приведенной частоты вращения от приведенного времени, справедливую при всех атмосферных условиях, в которых может работать данный двигатель. На рис. 13.6 показан пример такой характеристики для ТРД с осевым компрессором, параметры которого даны на рис. 13.1 (начало шкалы времени на рис. 13.6 условно совмещено с точкой $\bar{n}_{пр} = 0,4$). Пользуясь

обобщенной характеристикой и понятием приведенного времени приемистости, можно наглядно проанализировать влияние различных параметров на приемистость ТРД.

Влияние начальной частоты вращения на время приемистости ТРД

Характер протекания кривых приемистости ТРД (см. рис. 13.4 и 13.6) показывает, что наиболее медленно ротор ТРД раскручивается при низких частотах вращения, когда расход воздуха через двигатель и избыточная работа турбины малы. Поэтому увеличение начальной частоты вращения сильно уменьшает время приемистости ТРД. В приведенном на рис. 13.6 примере увеличение начальной частоты вращения до $\bar{n}_{пр} = 0,5$, т. е. исключение участка раскрутки от $\bar{n}_{пр} = 0,4$ до $0,5$, уменьшает время приемистости до $\bar{n}_{пр} = 1$ в стандартных условиях с 7,2 до 4 с. Однако произвольно повышать частоту вращения на режиме малого газа нельзя, так как она выбирается из условий получения минимальной тяги двигателя при работе на земле (3 ... 6 % от P_{\max}). Обычно у одновальных турбореактивных двигателей частота вращения ротора на режиме малого газа в земных условиях лежит в пределах 35 ... 50 % от максимальной частоты вращения. Ниже будут рассмотрены некоторые возможности увеличения частоты вращения на режиме малого газа для улучшения приемистости ТРД.

Влияние высоты и скорости полета

Зависимость фактического времени приемистости ТРД от приведенного времени согласно (13.8) выразится следующим образом:

$$t_{пр} = t_{пр} \frac{p_0}{p_n^*} \sqrt{\frac{T_n^*}{T_0}}. \quad (13.9)$$

Предположим, что топливный регулятор при любых атмосферных условиях регулирует подачу топлива так, чтобы выдерживалась обобщенная характеристика приемистости двигателя. Тогда при приемистости в одинаковом диапазоне изменения приведенной частоты вращения $\Delta n_{пр} = \text{idem}$ (т. е. при $t_{пр} = \text{idem}$) с подъемом на высоту фактическое время приемистости ТРД будет увеличиваться при уменьшении атмосферного давления обратно пропорционально ему и уменьшаться пропорционально корню из T_n^* . Фактически это может быть объяснено тем, что в первом случае уменьшается избыточный крутящий момент на валу, пропорциональный давлению воздуха, а во втором — тем, что при росте температуры воздуха растет диапазон изменения физической частоты вращения Δn , пропорциональный корню квадратному из T_n^* при $\Delta n_{пр} = \text{const}$.

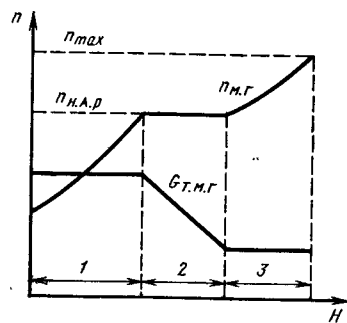


Рис. 13.7. Типичное изменение частоты вращения на режиме малого газа ТРД по высоте полета ($M_{п} = \text{const}$):

1 — ограничение $G_{т.м.г} = \text{const}$ дроссельным краем, стоящим на упоре малого газа; 2 — расход топлива регулируется центробежным регулятором частоты вращения ($n_{в.а.р}$ — частота вращения начала автоматического регулирования); 3 — ограничение $G_{т.м.г} = \text{const}$ клапаном минимального давления подачи топлива

что при изменении T_n^* и p_n^* частота вращения на режиме малого газа изменяется в зависимости от способа регулирования подачи топлива на этом режиме. Некоторые топливные регуляторы при установке дроссельного крана на упоре малого газа или при включении клапана минимального давления (при очень низких p_n^*) обеспечивают постоянный расход топлива. Поэтому уменьшение p_n^* приводит к увеличению частоты вращения на режиме малого газа (рис. 13.7)¹. Величина $n_{м.г.}$ на очень больших высотах может приближаться к максимально допустимым для данного двигателя значениям частоты вращения. При изменении высоты полета влияние уменьшающегося давления оказывается преобладающим, и приемистость ТРД с подъемом на высоту (при постоянном $M_{п}$) заметно ухудшается, несмотря на то, что частота вращения на режиме малого газа увеличивается и значительно сокращается диапазон изменения частоты вращения при приемистости.

Влияние $M_{п}$ на процесс приемистости ТРД оказывается более сложным. Как указывалось в предыдущем разделе, при увеличении $M_{п}$ линия рабочих установившихся режимов на характеристике компрессора в области пониженных частот вращения

¹ За исключением участка 2 на рис. 13.7, на котором центробежный регулятор поддерживает $n_{м.г.} = \text{const}$.

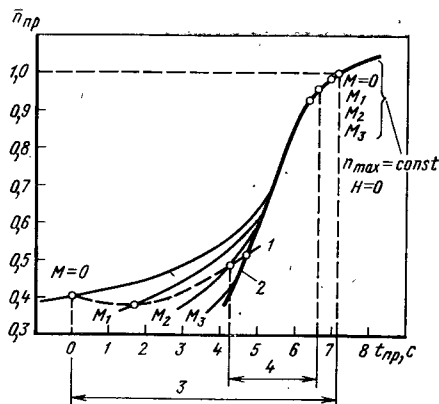


Рис. 13.8. Обобщенные характеристики приемистости ТРД при различных скоростях полета ($M_3 > M_2 > M_1 > 0$):

1 — режимы малого газа ($G_{т.м.г} = \text{const}$, $H = 0$); 2 — приемистость при критическом перепаде в реактивном сопле; 3 — приведенное время приемистости в статических условиях ($M_{п} = 0$); 4 — приведенное время приемистости в полете при $M_{п} = M_2$ ($H = 0$)

В действительности, влияние высоты полета на приемистость ТРД осложняется еще и тем,

располагается дальше от границы помпажа, что позволяет в этой области вести приемистость двигателя более интенсивно (см. рис. 13.5). При более высоких частотах вращения, когда в реактивном сопле ТРД устанавливается критический перепад давлений, взаимное расположение линий режимов приемистости и установившихся режимов на характеристике компрессора перестает

зависеть от скорости полета (если нет ограничения $T_{г.п}^*$ при $T_n^* > 288$ К). Указанная особенность приводит к тому, что обобщенная характеристика приемистости $n_{пр} = f(t_{пр})$ при больших $M_{п}$ в области пониженных значений $n_{пр}$ проходит более круто, а при высоких значениях $n_{пр}$ от числа $M_{п}$ не зависит. Поэтому обобщенные кривые приемистости при разных $M_{п}$ расслоятся лишь при пониженных частотах вращения (рис. 13.8). Таким образом, увеличение скорости полета приводит к тому, что ротор ТРД в области пониженных частот вращения раскручивается быстрее.

Вторым фактором, влияющим на приемистость ТРД, является возможное изменение частоты вращения на режиме малого газа при увеличении скорости полета.

Кроме того, при увеличении $M_{п}$ вследствие роста температуры торможения воздуха T_n^* снижается максимальная приведенная частота вращения, до которой раскручивается ротор двигателя (при постоянной максимальной физической частоте вращения, $n_{max} = \text{const}$). В результате, диапазон необходимого изменения приведенных частот вращения, а следовательно, и приведенное время приемистости сокращаются. Наконец, следует учесть, что действительное время приемистости (13.9) при увеличении $M_{п}$ уменьшается в результате роста полного давления воздуха перед двигателем p_n^* . Возрастание при этом температуры торможения не компенсирует влияние давления.

Совместное влияние перечисленных факторов приводит к тому, что приемистость ТРД заметно улучшается при увеличении скорости полета на заданной высоте. На рис. 13.9 показан примерный характер протекания приемистости ТРД в земных статических условиях и при полете с одинаковым числом M у земли и на высоте 11 км.

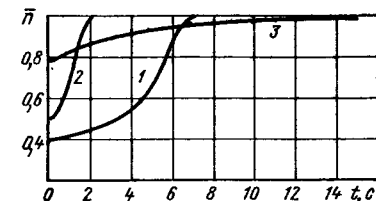


Рис. 13.9. Приемистость ТРД на земле и в полете:

1 — $H = 0$, $M_{п} = 0$; 2 — $H = 0$, $M_{п} = 0,65$; 3 — $H = 11$ км; $M_{п} = 0,65$

Влияние момента инерции и размеров двигателя на время приемистости

Как следует из (13.4), момент инерции ротора ТРД влияет на приемистость двигателя. Момент инерции ротора ТРД относительно оси вращения z может быть выражен суммой интегралов $J_z = \sum_i \int r^2 dM$, где dM — элемент

массы i -ой детали ротора, r — расстояние от него до оси вращения. Переходя к объемам и используя цилиндрические координаты (φ, r, z) , получим

$$J_z = \sum_i \rho_i \int r^2 dv = \sum_i \rho_i \int \int \int r^3 dr dz d\varphi,$$

где ρ_i — плотность материала i -ой детали ротора. Относя все линейные размеры к одному характерному размеру (например, диаметру входа двигателя), получим

$$J_z = D^5 \sum_i \rho_i \int \int \int \bar{r}^3 d\bar{r} d\bar{z} d\bar{\varphi}.$$

Отсюда следует, что если рассматривать семейство полностью геометрически подобных двигателей, соответствующие детали которых выполнены из одинаковых материалов, то моменты инерции их роторов будут пропорциональны характерному размеру (диаметру) двигателя в пятой степени

$$J_z = c'D^5. \quad (13.10)$$

С другой стороны, расход воздуха и избыточная мощность турбины при разгоне у таких двигателей пропорциональны квадрату диаметра, а частоты вращения (при условии равенства окружных скоростей) обратно пропорциональны диаметру:

$$\Delta N_T \sim G_B = c''D^2, \quad n = c'''/D.$$

При таких условиях время приемистости подобных двигателей между двумя сходственными режимами (например, режимами малого газа и максимальным) оказывается, согласно выражению (13.4), прямо пропорциональным диаметру двигателя

$$t_{\Pi} = cD. \quad (13.11)$$

Полученную зависимость следует рассматривать лишь как упрощенное выражение тенденций некоторого ухудшения приемистости двигателей большого размера. В действительности геометрического подобия двигателей не наблюдается. Двигатели, различающиеся по размерам, имеют, как правило, различные конструктивные схемы и параметры, кроме того, момент инерции даже в однотипных конструкциях слабее зависит от размера, чем по теоретической зависимости (13.10). Можно приближенно считать, что момент инерции пропорционален квадрату расхода воздуха через двигатель, т. е. $J_z/G_{B0}^2 \approx \text{const}$ или $J_z/D^4 \approx \text{const}$. Величина J_z/G_{B0}^2 зависит от числа ступеней турбокомпрессора, т. е. от степени повышения давления в двигателе, а также от конструктивного совершенства его элементов. Для находящихся в эксплуатации турбореактивных двигателей небольших и средних размеров ($G_{B0} = 20 \dots 150$ кг/с), имеющих $\pi_K^* = 6 \dots 12$ и относительную массу конструкции $\mu_{дв} = M_{дв}/G_{B0} = 10 \dots 15$ кг/(кг/с), можно считать характерными следующие величины относительного момента инерции:

$$J_z/G_{B0}^2 = (1,5 \dots 3) \cdot 10^{-3} \text{ м}^2 \cdot \text{с}^2/\text{кг}. \quad (13.12)$$

Пути улучшения приемистости ТРД

1) *Уменьшение момента инерции.* Прямая зависимость времени раскрутки от момента инерции ротора ТРД позволяет значительно улучшить его приемистость. Как указывалось, наблюдается постоянная тенденция существенного облегчения авиационных газотурбинных двигателей путем использования аэродинамически более совершенных элементов, улучшения их конструкции и применения материалов с повышенной

удельной прочностью. Все это вызывает также уменьшение моментов инерции роторов двигателей, несмотря на рост такого параметра, как π_K^* .

2) *Увеличение начальной частоты вращения.* Существует несколько способов увеличения частоты вращения на режиме малого газа в земных условиях при сохранении неизменным допустимого минимального уровня тяги двигателя (3 ... 6 % от P_{\max}). Рассмотрим некоторые из них.

При раскрытии регулируемого реактивного сопла можно снизить тягу при постоянной частоте вращения ротора ТРД. Восстанавливая минимально допустимый уровень тяги, можно существенно увеличить частоту вращения на режиме малого газа.

В двигателях с поворотными направляющими аппаратами осевого компрессора дроссельные режимы с пониженной тягой можно получать в результате сильного уменьшения расхода воздуха при относительно небольшом изменении частоты вращения. Такое регулирование позволяет получать режим малого газа при относительной частоте вращения $n_{м.г.}/n_{\max} = 60 \dots 70$ %, вместо 35 ... 50 % у обычных ТРД, что может сократить время приемистости двигателя более чем в два раза.

3) *Увеличение избыточной мощности* может достигаться в первую очередь путем увеличения температуры газов перед турбиной, точнее ее относительного избытка при раскрутке ротора

$\Delta T_T = \Delta T_T^*/T_{T.уст.}$ Однако это требует увеличения используемого при приемистости запаса устойчивости компрессора. Расширение зоны устойчивой работы компрессора в области малых

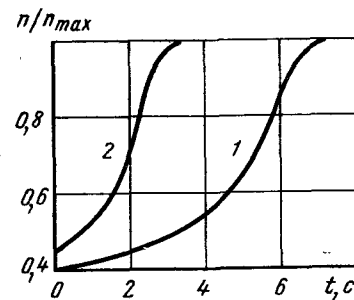


Рис. 13.10. Влияние регулируемого реактивного сопла на время приемистости ТРД:

1 — сопло нерегулируемое, $F_{кр} = \text{const}$; 2 — сопло раскрыто при $\pi < 0,9$, $\Delta F_{кр} = 15$ %

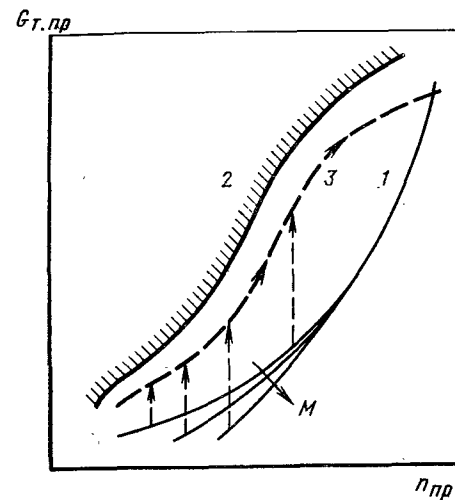


Рис. 13.11. Зависимость приведенного расхода топлива от приведенной частоты вращения ротора ТРД:

1 — рабочие установившиеся режимы при полете с различными $M_{п}$; 2 — предельные расходы, соответствующие границе устойчивой работы компрессора; 3 — линия оптимального процесса приемистости

частот вращения достигается обычно специальными средствами регулирования компрессора (поворотными направляющими аппаратами, выпуском воздуха из промежуточных ступеней и др.). Другим радикальным способом увеличения избыточной мощности турбины является использование регулируемого реактивного сопла, максимально раскрытого в процессе приемистости и прикрываемого в конце его для получения максимальной тяги. Как указывалось в гл. 8, раскрытие сопла приводит к снижению температуры газов на установившихся дроссельных режимах и к увеличению запасов устойчивости компрессора одновального ТРД. Следовательно, достигая прежних значений температур газа при приемистости (лимитируемых устойчивостью компрессора или перегревом лопаток), можно существенно увеличить ΔT_r и избыточную мощность турбины. Время приемистости при этом сокращается еще и потому, что частота вращения на режиме малого газа при раскрытом сопле, как указывалось, может быть увеличена (рис. 13.10).

4) *Регулирование подачи топлива в двигатель при приемистости* вместе с регулированием элементов компрессора, реактивного сопла, если такие возможности предусмотрены в конструкции двигателя, должно обеспечить реализацию рассмотренных выше свойств двигателя на переходных режимах с целью получения оптимальных динамических характеристик ТРД в эксплуатации.

Автоматы приемистости должны обеспечивать возможно более быструю раскрутку двигателя без перегрева турбины и попадания компрессора в зону неустойчивой работы в любых условиях полета, независимо от скорости перемещения летчиком рычага управления двигателем. Совершенный автомат должен регулировать в процессе приемистости рост приведенного расхода топлива по приведенной частоте вращения вдоль установленной заранее оптимальной кривой независимо от внешних атмосферных условий, высоты и скорости полета, начального режима работы двигателя, т. е. во всех случаях должен обеспечивать наилучшую приемистость (рис. 13.11).

Помимо указанных выше функций регулирования приемистости двигателя система автоматики ТРД должна обеспечивать замедленное уменьшение расхода топлива при сбросе газа для того, чтобы предотвратить срыв пламени в камере сгорания при резком перемещении сектора газа. Степень замедления выбирается в зависимости от срывных характеристик камеры сгорания в земных и высотных условиях.

13.3. ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ДВУХВАЛЬНЫХ ТРД

Динамические процессы в двухвальных ТРД существенно отличаются от процесса приемистости или сброса газа одновального ТРД. В двухвальных двигателях эти процессы проте-

кают значительно сложнее из-за наличия двух механически не связанных роторов, вращающихся с разной скоростью, между которыми существует только газодинамическая связь.

Уравнение (13.3) движения ротора одновального ТРД применимо к каждому из роторов двухвального ТРД в отдельности, а время их раскрутки может быть найдено интегрированием этого уравнения в собственном диапазоне изменения частот вращения при известных моментах инерции роторов (13.4). Однако при определении избыточной мощности турбин роторов, входящей в уравнение движения (13.3), должно быть учтено их газодинамическое взаимодействие, сущность которого объясняется ниже. Для двухвальных ТРД характерна разная частота вращения роторов на максимальном и дроссельных режимах. Это так называемое «скольжение» роторов, которое можно выразить отношением частот вращения роторов высокого и низкого давлений, у ТРД на максимальном режиме работы составляет величину порядка $n_{ВД \max}/n_{НД \max} = 1,2 \dots 1,35$. При дросселировании двухвального ТРД скольжение роторов увеличивается, что является органическим свойством этого двигателя (см. гл. 8). Отношение частот вращения роторов возрастает на режиме малого газа до значений $n_{ВД}/n_{НД} = 2 \dots 2,5$ и выше. Это приводит к тому, что относительная частота вращения на режиме малого газа $\bar{n}_{м.г} = n_{м.г}/n_{\max}$ у ротора низкого давления намного меньше, чем у ротора высокого давления: $\bar{n}_{НД.м.г} = 0,3 \dots 0,35$; $\bar{n}_{ВД.м.г} = 0,5 \dots 0,6$. Как мы видели в разд. 13.2, величина относительной частоты вращения на режиме малого газа очень сильно сказывается на времени раскрутки ТРД. В этом отношении ротор низкого давления оказывается в неблагоприятном положении. Наблюдающаяся на практике более медленная раскрутка ротора низкого давления по сравнению с раскруткой ротора высокого давления объясняется, главным образом, разницей начальных частот вращения этих роторов, а также уменьшением относительной мощности турбины низкого давления при пониженных частотах вращения. Такой характер нарастания частоты вращения роторов двухвального ТРД приводит к тому, что скольжение роторов при приемистости сильно отличается от скольжения на установившихся режимах (рис. 13.12).

Увеличение скольжения, связанное с замедленной раскруткой ротора низкого давления, приводит к увеличению запаса устой-

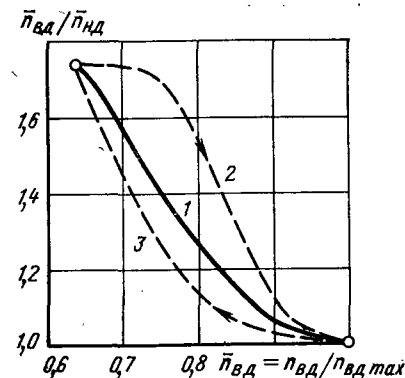


Рис. 13.12. Скольжение роторов двухвального ТРД:

1 — установившиеся дроссельные режимы; 2 — приемистость; 3 — сброс газа

чивости его компрессора, что позволяет увеличить температуру газов и сократить общее время приемистости двухвального ТРД. Это свойство двухвального ТРД следует из уравнения баланса расхода через компрессор низкого давления и первый сопловой аппарат турбины (см. гл. 8):

$$q(\lambda_{в\text{ нд}}) = \text{const } \pi_{кнд}^* \pi_{квд}^* \sqrt{T_{н}^*/T_{г.\text{ п.}}^*} \quad (13.13)$$

Если второй ротор раскручивается быстрее и скольжение увеличивается по сравнению с соответствующим установившимся режимом, то $\pi_{к\text{ вд}}^*$ в (13.13) растёт быстрее $\pi_{к\text{ нд}}^*$ и относительная плотность тока (или приведенный расход воздуха) на входе в первый компрессор при данном $n_{нд\text{ пр}}$ растёт, увеличивая запас его устойчивости. Сохраняя тот же запас устойчивости компрессора низкого давления при приемистости, можно увеличить согласно (13.13) температуру газов.

При быстром сбросе газа двухвального ТРД наблюдаются противоположные явления. Частота вращения ротора низкого давления уменьшается и скольжение роторов (отношение $n_{зд}/n_{нд}$) нарастает, однако не в такой степени, как при медленном (равновесном) уменьшении частоты вращения (см. рис. 13.12). Более медленное снижение частоты вращения ротора низкого давления при сбросе газа по сравнению с установившимися дроссельными режимами, особенно заметное при относительно больших моментах инерции его, может привести, согласно (13.13), к недопустимому уменьшению запасов устойчивости компрессора низкого давления. Эта особенность может оказаться дополнительным фактором, ограничивающим скорость уменьшения подачи топлива при сбросе газа, и должна учитываться при проектировании системы автоматического регулирования двигателя.

Сущность газодинамического взаимодействия роторов двухвального ТРД на неустановившихся режимах заключается в следующем. Степени понижения давления в турбинах высокого и низкого давления, а следовательно, и отношение их мощностей, являются функцией только суммарной степени повышения давления в двигателе, создаваемой обоими каскадами компрессора. В то же время мощности, потребляемые соответствующими каскадами компрессора, изменяются из-за переменного скольжения. В процессе приемистости каскад высокого давления опережает каскад низкого давления, и относительная величина мощности, потребляемой им, возрастает, в то время как отношение мощностей турбин сохраняется. В результате, отстающий ротор низкого давления замедляет раскрутку ротора высокого давления, отбирая часть общей мощности турбины, и наоборот, быстрее раскручивающийся ротор высокого давления ускоряет вращение отстающего ротора низкого давления посредством увеличения мощности его турбины, увеличивая общее π_k^* всего компрессора. Такое взаимодействие роторов уменьшает рассогласование их

частот вращения при приемистости или сбросе газа и сближает их динамические характеристики.

При расчете переходных режимов двухвальных ТРД приходится применять методы совместного интегрирования уравнений движения обоих роторов с учетом их газодинамического взаимодействия.

Общее время приемистости двухвального ТРД оказывается, как правило, несколько меньшим времени приемистости близкого к нему по параметрам рабочего процесса одновального ТРД, без широкого регулируемого компрессора или других устройств для существенного повышения частоты вращения на режиме малого газа. Это объясняется большими запасами устойчивости компрессора двухвального ТРД, более быстрой раскруткой облегченного внутреннего ротора и другими факторами.

13.4. ЗАПУСК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СТАРТОВЫХ УСЛОВИЯХ

Существует минимальная частота вращения ротора n_{min} , при которой возможна самостоятельная работа газотурбинного двигателя. В гл. 8 показано, что при дросселировании двигателя от n_{max} температура газов сначала уменьшается, а затем, вследствие ухудшения КПД компрессора и турбины и снижения π_t^* , начинает вновь расти. Минимальная частота вращения может быть определена, например, условием равенства температуры газов перед турбиной максимально допустимой величине $T_{г.\text{ max}}^*$.

В ТРД с осевым компрессором n_{min} может составлять 15 ... 20 % от n_{max} , т. е. существенно меньше частоты вращения на режиме малого газа, на котором возможна продолжительная работа двигателя без перегрева при пониженной температуре газа перед турбиной. Следовательно, запуск газотурбинного двигателя требует первоначальной его раскрутки от постороннего источника мощности (пускового устройства или стартера).

Процесс запуска газотурбинного двигателя состоит из трех этапов.

1. Раскрутки ротора пусковым устройством без подачи топлива в двигатель (до некоторой частоты вращения $n_1 \leq n_{\text{min}}$).

2. Совместной работы пускового устройства и турбины двигателя после подачи топлива в камеры сгорания и его воспламенения.

3. Самостоятельной раскрутки двигателя от частоты вращения, при которой отключается стартер, $n_2 > n_{\text{min}}$, до режима малого газа — $n_{м.\text{ г.}}$.

Характер кривых крутящих моментов в процессе запуска одновального ТРД показан на рис. 13.13. Крутящий момент и частота вращения стартера на графике приведены к частоте вращения ротора двигателя с учетом передаточного числа редуктора. Величины всех моментов отнесены к моменту турбины на режиме

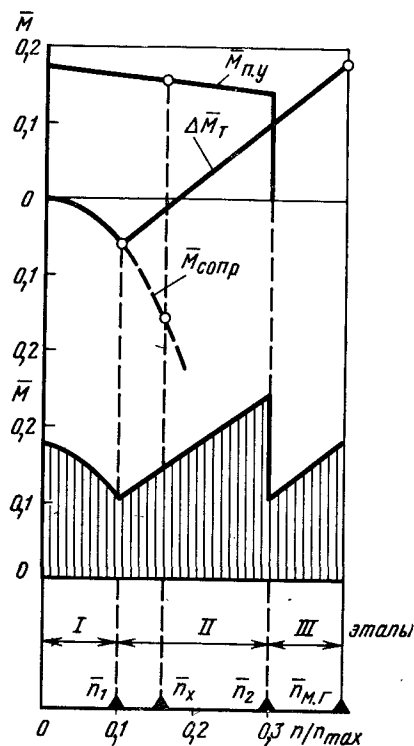


Рис. 13.13. Диаграмма крутящих моментов при запуске ТРД.

момент турбины достигает заметной величины, сравнимой с моментом стартера в начальный момент запуска. Заштрихованная область на рис. 13.13 соответствует моментам, идущим непосредственно на ускорение вращения ротора двигателя на разных этапах его запуска. В двухвальных одноконтурных и двухконтурных двигателях с помощью пускового устройства раскручивают один из роторов, как правило, ротор высокого давления.

Характерные частоты вращения при запуске имеют у выполненных ТРД и ТРДД примерно следующие значения (по отношению к максимальной частоте вращения):

подача топлива $\bar{n}_1 = 0,08 \dots 0,15$;

отключение пускового устройства $\bar{n}_2 = 0,25 \dots 0,4$.

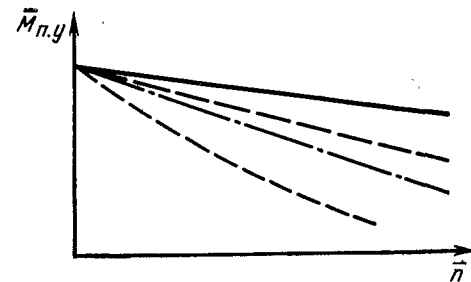
Большие значения здесь относятся к двухвальным двигателям, имеющим повышенные частоты вращения ротора высокого давления на режиме малого газа. Характерные частоты вращения при запуске изменяются в более узких пределах, если их отнести к соответствующим частотам вращения на режиме малого газа:

$$\bar{n}'_1 = n_1/n_{м.г} = 0,2 \dots 0,25; \quad \bar{n}'_2 = n_2/n_{м.г} = 0,6 \dots 0,8.$$

малого газа. На первом этапе пусковое устройство преодолевает момент сопротивления ротора ($M_{п.у} > M_{сопр}$). При частоте вращения n_1 в камеры сгорания двигателя подается топливо, которое воспламеняется специальными пусковыми воспламенителями. Мощность пускового устройства и частоту вращения n_1 , при которой подается топливо, выбирают так, чтобы выполнялось условие $n_1 < n_x$ (n_x — конечная частота вращения при «холодной» прокрутке двигателя от пускового устройства), иначе запуск станет невозможным. Обычно $n_1 = (0,5 \dots 0,85) n_x$. После подачи топлива мощность турбины начинает возрастать и при некоторой частоте вращения (на рис. 13.13 при $\bar{n} > 0,18$) на валу двигателя появляется положительный избыточный момент турбины ΔM_T . Однако для ускорения запуска пусковое устройство отключают при значительно большей частоте вращения n_2 , когда избыточный

Рис. 13.14. Характерное протекание крутящего момента пусковых устройств по частоте вращения:

— турбостартер топливо-воздушный или твердотопливный; — — — турбокомпрессорный стартер со свободной силовой турбиной; — — — воздушный турбостартер; — — — электрический стартер



Существует несколько видов пусковых устройств, используемых для раскрутки газотурбинных двигателей. Различают *автономные пусковые системы* (источник энергии для питания пускового устройства находится на борту самолета) и *неавтономные системы*, требующие подвода энергии от постороннего аэродромного источника.

Для запуска малоразмерных двигателей используются *электрические стартеры*. Большую мощность при сравнительно низком удельном весе могут иметь *турбокомпрессорные стартеры*, представляющие собой небольшие ГТД со свободной турбиной, вращающей через редуктор ротор двигателя. Дополнительное преимущество такого стартера заключается в том, что он может быть соединен с электрогенератором и использован в качестве автономного бортового источника энергии, необходимой, например, для подготовки самолета к вылету. Наименьший удельный вес при достаточно высоких мощностях имеют *воздушные турбостартеры*, однако для их работы необходим источник сжатого воздуха (350 ... 450 кПа) на борту самолета или на аэродроме. Для ускоренного автономного запуска могут быть использованы легкие, малогабаритные и мощные *топливо-воздушные или твердотопливные турбостартеры*, которые работают на жидком горючем и сжатом воздухе в качестве окислителя или шашки твердого топлива, включающего компоненты горючего и окислителя.

Характерной особенностью всех рассмотренных типов турбостартеров является практически прямолинейная зависимость крутящего момента от частоты вращения ротора двигателя (рис. 13.14). У топливо-воздушного и твердотопливного турбостартеров момент слабо изменяется по частоте вращения, а у пусковых устройств других типов — заметно уменьшается. В общем случае крутящий момент пускового устройства может быть выражен простой зависимостью:

$$M_{п.у} = M_{п.у0} - an, \quad (13.14)$$

где $M_{п.у0}$ — крутящий момент стартера при $n = 0$; n — частота вращения ротора двигателя; a — коэффициент, зависящий от типа применяемого пускового устройства.

Расчет времени запуска ТРД

Рассмотрим расчет процесса запуска на наиболее простом примере одновального одноконтурного ТРД.

Предварительно должны быть выбраны в соответствии с изложенными выше рекомендациями частоты вращения ротора на режиме малого газа $n_{м.г.}$, в начале подачи топлива n_1 и при отключении пускового устройства n_2 .

Уравнение движения ротора ТРД при запуске по аналогии с (13.1) может быть записано в виде

$$M_{п.у} + M_T - M_K - M_m = J_z d\omega/dt, \quad (13.15)$$

где $M_T - M_K - M_m = M_T - M_K/\eta_m$ — момент сопротивления при холодной прокрутке двигателя ($M_{сопр}$), или избыточный момент турбины при работающем двигателе (ΔM_T), для определения которых существуют различные приближенные методы. Отсюда время раскрутки до частоты вращения $n_{м.г.}$ равно:

$$t_{зап} = 2\pi J_z \int_0^{n_{м.г.}} \frac{dn}{M_{п.у} + M_T - M_K/\eta_m}. \quad (13.16)$$

Это выражение интегрируется последовательно для всех трех этапов запуска.

При выбранных частотах вращения в начале подачи топлива (n_1) и при отключении пускового устройства (n_2) время запуска может быть сокращено при увеличении крутящего момента (мощности) пускового устройства (первый и второй этапы) и увеличении избыточного момента турбины ΔM_T (третий и отчасти второй этапы). Увеличение ΔM_T достигается повышением относительной температуры газа перед турбиной в процессе запуска по сравнению с установившимися режимами при тех же частотах вращения ротора $T_T = T_{г. зап}^*/T_{г. уст}^*$.

На рис. 13.15 показаны результаты расчета раскрутки ротора одновального ТРД в процессе запуска при разных удельных мощностях пускового устройства, определяемых как отношение мощности стартера к максимальной нефорсированной тяге двигателя $N_{п.у}/P_{0\max}$.

Основную часть времени запуска составляют первый и второй этапы, в которых ускорение двигателя зависит, главным образом, от крутящего момента пускового устройства. Поэтому главным резервом ускорения запуска является уменьшение времени этих двух этапов.

Как правило, время запуска газотурбинных двигателей не должно превышать одной минуты. Двигатели средних размеров обычно имеют пусковое устройство с удельной мощностью 5 ... 10 кВт на каждый 1000 даН максимальной тяги (ТРД и ТРДД) или 15 кВт на каждые 1000 кВт взлетной мощности (ТВД). В ряде случаев необходим ускоренный запуск, время которого должно быть меньше 20 ... 30 с.

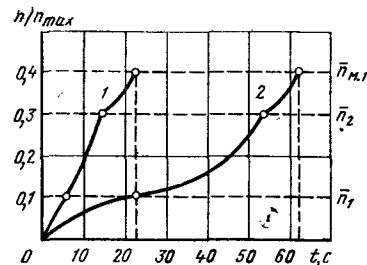
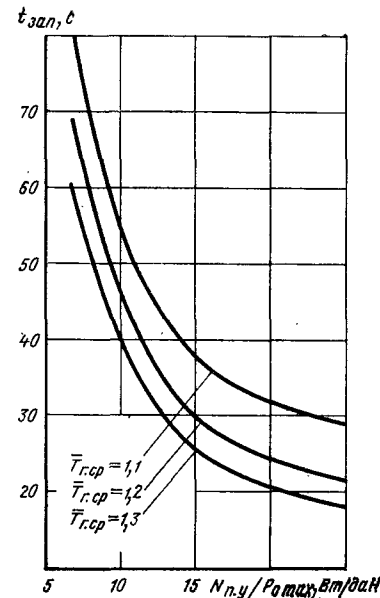


Рис. 13.15. Изменение частоты вращения ротора одновального ТРД в процессе запуска при различных удельных мощностях пускового устройства ($J_z/G_{в0}^2 = 3,9 \times 10^{-3} \text{ м}^2 \cdot \text{с}^2/\text{кг}$; $T_{г. ср} = 1,2$, $M_{п.у} = \text{const}$) 1 — $N_{п.у}/P_{0\max} = 22,5 \text{ Вт/даН}$; 2 — $N_{п.у}/P_{0\max} = 7,5 \text{ Вт/даН}$

Рис. 13.16. Влияние удельной мощности пускового устройства и средней степени увеличения температуры газа перед турбиной на время запуска одновального ТРД ($J_z/G_{в0}^2 = 3,9 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2 \cdot \text{с}^2/\text{кг}$; $M_{п.у} \approx \text{const}$)



Повышение температуры газа перед турбиной при запуске сравнительно мало сокращает его время, так как этот фактор сказывается на коротком третьем этапе и лишь частично — на втором. Повышение температуры ограничивается возможным перегревом турбины и опасностью появления срывных, неустойчивых режимов работы компрессора.

Наиболее радикальным средством сокращения времени запуска может служить повышение мощности пусковых устройств, применение мощных, легких и малогабаритных пусковых устройств. На рис. 13.16 показано влияние удельной мощности пускового устройства на время запуска ТРД при различной средней степени увеличения температуры газов перед турбиной. Ускоренный запуск со временем, меньшим 20 ... 25 с, может быть получен при удельной мощности стартера $N_{п.у}/P_{0\max} \approx (20 \dots 25) \text{ Вт/даН}$.

13.5. ЗАПУСК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

В ряде случаев двигатель может оказаться выключенным в полете. Возникает задача его повторного запуска за короткое время, чтобы самолет (в особенности одномоторный) смог продолжать устойчивый безопасный полет без существенной потери высоты.

В отличие от стартовых условий, в полете роторы выключенных газотурбинных двигателей (ТРД и ТРДД) под действием скоростного напора набегающего потока воздуха вращаются. Это так называемые режимы авторотации двигателя. Авторотация — одна из разновидностей установившихся режимов двигателя — характеризуется отсутствием подогрева газа в камере сгорания, т. е. условием $T_T^* = T_K^*$. В отличие от режима работающего турбореактивного двига-

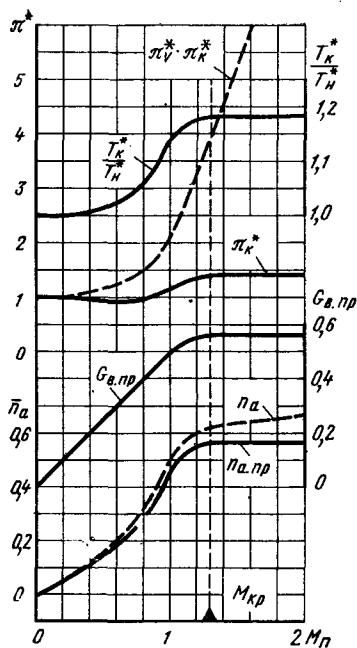


Рис. 13.17. Зависимость параметров однофазного ТРД от числа M_p при авторотации. Частоты вращения отнесены к n_{\max}

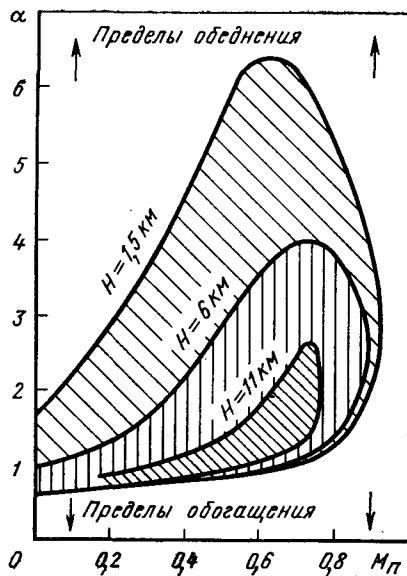


Рис. 13.18. Пределы воспламенения топливно-воздушной смеси при запуске ТРД в зависимости от скорости и высоты полета

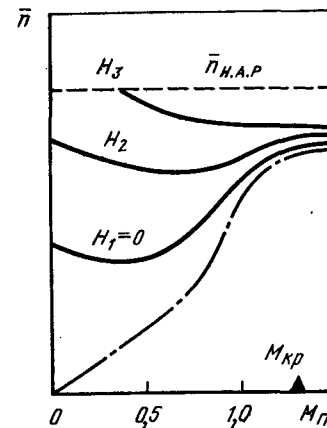
тели, который в полете определяется двумя параметрами — числом M и приведенным расходом топлива (или величиной $n_{пр}$), режим авторотации ТРД (или ТРДД) при $G_{т.пр} = 0$ определяется только числом M_p . Это означает, что все характерные параметры ТРД (приведенная частота вращения $n_{а.пр}$, степень повышения давления в компрессоре, приведенная скорость на входе в камеру сгорания и т. д.) будут зависеть только от числа M_p . Это положение справедливо в области умеренных высот полета, где число Рейнольдса не сказывается заметно на характеристиках элементов двигателя, а мощность, затрачиваемая на привод агрегатов и трение, относительно невелика и не влияет на зависимость $n_{а.пр} = f(M_p)$.

Пример изменения параметров однофазного ТРД на режимах авторотации показан на рис. 13.17. При увеличении M_p частота вращения при авторотации $n_{а}$ растет, увеличивается также приведенный расход воздуха через двигатель (почти прямо пропорционально числу M_p). Рост $n_{а}$ является следствием увеличения перепада давления, сбрасываемого на турбине, главным образом, из-за увеличения скоростного сжатия воздуха $π^*_{в}$. При достижении критического перепада в реактивном сопле (его заклинивании) приведенная частота вращения при авторотации перестает расти и при дальнейшем увеличении скорости полета остается постоянной.

Также не меняются и все остальные приведенные и относительные параметры двигателя. Физическая частота вращения продолжает расти в связи с ростом температуры торможения воздуха $T^*_{т.г}$ при $n_{а.пр} = \text{const}$. Этим режимам соответствует одна единственная точка совместной работы турбины и компрессора на его характеристике. Обычно критический режим заклинивания реактивного сопла достигается при $M_{кр} = 1,2 \dots 1,7$, т. е. при сверхзвуковых скоростях полета.

Рис. 13.19. Характер изменения частоты вращения при авторотации и на режиме малого газа ТРД по M_p на разных высотах ($H_2 > H_1$):

— частота вращения на режиме малого газа при $H = \text{const}$ ($G_{т.г} = \text{const}$); — — — ограничение $n_{м.г}$ центробежным регулятором ($n_{н.а.р} = \text{const}$); - - - частота вращения при авторотации ($G_t = 0$)



Максимальная приведенная частота вращения при авторотации в этом случае достигает 50 ... 70 % от максимальной расчетной частоты вращения ротора двигателя.

Таким образом, частоты вращения при авторотации ТРД достаточно велики, и предварительное раскручивать ротор для запуска двигателя в полете требуется лишь при низких скоростях полета.

При запуске в стартовых условиях у земли обычно нетрудно воспламенить топливо в камере сгорания. В полете условия воспламенения топлива в камере существенно осложняются. Из теории камер сгорания ТРД (см. гл. 5) известно, что пределы устойчивого горения по возможным соотношениям расходов воздуха и топлива (α) сужаются при увеличении объемного расхода воздуха, при снижении его температуры и, особенно, давления. Все эти отрицательные факторы проявляются при запуске газотурбинных двигателей в полете на больших высотах.

Пределы воспламенения по составу топливно-воздушной смеси сильно сужаются при увеличении высоты полета (рис. 13.18), что предъявляет жесткие требования к точности дозирования топлива при запуске. При очень больших скоростях и высотах полета запуск двигателя становится невозможным. Поэтому в ряде случаев для повторного запуска двигателя необходимо снизить скорость и высоту полета самолета. Максимальная высота запуска может быть существенно увеличена применением специальных высокоэффективных воспламенителей в камерах сгорания.

Рассматривая процесс самостоятельной раскрутки двигателя после воспламенения топлива до полетного малого газа, надо учитывать, что в высотных условиях повышение температуры в ряде случаев приходится ограничивать из-за опасности срыва пламени в камере сгорания в результате переобогащения топливно-воздушной смеси. Конечная частота вращения при высотном запуске $n_{м.г}$ зависит от скорости и высоты полета. На рис. 13.19 показан пример такой зависимости для простейшего случая $G_{т.г} = \text{const}$ (ср. с рис. 13.7). С подъемом на большую высоту частота вращения на режиме малого газа сильно возрастает, а частота вращения на режиме авторотации при $M_p = \text{const}$ от высоты зависит мало, в результате чего диапазон изменения частоты вращения при запуске растет. Время запуска на больших высотах увеличивается еще и потому, что уменьшается плотность атмосферного воздуха, а вследствие этого — и избыточный крутящий момент турбины.

Из сказанного выше следует, что повторный запуск ТРД на низких и средних высотах не связан с особыми затруднениями. Однако запуск ТРД на больших высотах представляет сложную проблему.

ГЛАВА 14. ШУМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Интенсивность воздушного движения и частота рейсов непрерывно увеличиваются. Поэтому проблема снижения шума авиационных двигателей, который оказывает вредное физиологич-

ческое и психологическое воздействие на пассажиров, аэродромный обслуживающий персонал и население близко расположенных к аэродромам районов, стала одной из важнейших в авиадвигателестроении.

14.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И НОРМЫ НА ДОПУСТИМЫЙ УРОВЕНЬ ШУМА

Шум, издаваемый двигателем, представляет собой беспорядочные колебания воздуха, состоящие из ряда простых звуковых колебаний различной интенсивности и частоты. Рассмотрим вначале основные определения акустики, относящиеся к так называемым монозвукам, т. е. простым звукам одной частоты.

Акустическая мощность источников звука W характеризуется полной звуковой энергией, излучаемой в окружающее пространство в единицу времени. Уровень звуковой мощности L_W измеряется в децибелах (дБ) и определяется выражением

$$L_W = 10 \lg (W/W_0),$$

где W — измеряемая акустическая мощность, Вт; $W_0 = 10^{-12}$ Вт — величина звуковой мощности, принимаемая за наименьшее пороговое значение.

Интенсивность (сила) звука J определяется количеством энергии, переносимой звуковой волной за 1 с через площадку в 1 м^2 , перпендикулярную направлению движения волны.

Звуковым давлением $p_{зв}$ называется избыточное по отношению к атмосферному среднеквадратичное давление, порождаемое звуковыми волнами. Интенсивность звука и звуковое давление связаны соотношением $J = p_{зв}^2 / (\rho_n a_n)$, где ρ_n , a_n — плотность атмосферного воздуха и скорость звука в нем.

Уровень силы звука L измеряется в децибелах:

$$L = 10 \lg (J/J_0) = 20 \lg (p_{зв}/p_{зв0}), \quad (14.1)$$

где $p_{зв0} = 2 \cdot 10^{-5} \text{ Н/м}^2$ и $J_0 = 10^{-12} \text{ Вт/м}^2$ — условные пороговые значения давления и силы звука («порог слышимости»). Верхний болевой порог восприятия звука человеческим ухом соответствует $J \approx 100 \text{ Вт/м}^2$. Таким образом, диапазон силы звука, нормально воспринимаемый человеком, весьма широк и определяется величинами $L = 0 \dots 140$ дБ, что соответствует изменению интенсивности звука 10^{14} раз.

На достаточном удалении от источника звука (в так называемом *дальнем звуковом поле*) сила звука J уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния до источника (без учета поглощения звуковой энергии в атмосфере). Уменьшение силы звука J в два раза соответствует, согласно (14.1), снижению уровня звукового давления L на 3 децибела. При удвоении расстояния до источника звука звуковое давление снижается на 6 децибел.

При экспериментальных исследованиях и анализе шума авиадвигателей определяют частотный спектр шума. Для этого весь интересующий нас диапазон частот разбивают на отдельные полосы, соответствующие октаве или ее долям — 1/3, 1/10 и т. д. (октавой называется диапазон частот, у которого верхняя и нижняя граничные частоты отличаются в два раза). Затем с помощью полосовых фильтров измеряют средние уровни звукового давления в каждой полосе. На рис. 14.1 показан полученный таким образом типичный спектр шума двухконтурного двигателя. Область частот, воспринимаемых человеческим ухом, распространяется от ≈ 20 до $\approx 20\,000$ Гц, что соответствует примерно десяти октавам. Обычно при практических анализах ограничиваются более узким диапазоном частот, например, $\approx 45 \dots 11\,200$ Гц (восемь октав или 24 1/3-октавных полосы). Общий уровень звукового давления L_{Σ} при известном спектре шума определяют сложением относительных величин силы звука на каждой из n рассматриваемых частотных полос. С учетом (14.1) получаем

$$\frac{J_{\Sigma}}{J_0} = \frac{J_1}{J_0} + \frac{J_2}{J_0} + \dots + \frac{J_n}{J_0} = \sum_{i=1}^n 10^{L_i/10}.$$

Откуда

$$L_{\Sigma} = 10 \lg \frac{J_{\Sigma}}{J_0} = 10 \lg \sum_{i=1}^n 10^{L_i/10}. \quad (14.2)$$

Для интерпретации полученного выражения рассмотрим простейший пример определения общего уровня звукового давления в заданной точке звукового поля от n источников звука разной частоты, но одинаковой интенсивности ($L_i = \text{idem}$). В этом случае зависимость (14.2) превращается в простую формулу $L_{\Sigma} = L_i + 10 \lg n$, дающую следующие результаты (при $L_i = 100$ дБ):

Число составляющих общего шума (n)	1	2	4	8	16	32
Общий уровень звукового давления (L_{Σ} , дБ)	100	103	106	109	112	115

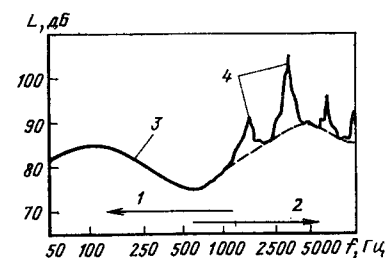


Рис. 14.1. Типичный 1/3-октавный спектр шума ТРДД:

1 — шум реактивной струи; 2 — шум вентилятора; 3 — широкополосный (белый) шум; 4 — дискретные составляющие

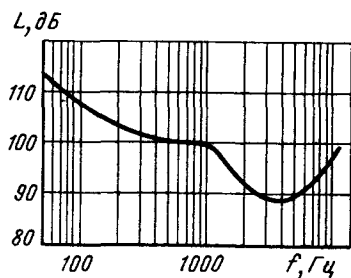


Рис. 14.2. Линия равной шумности (PNL = 100PN дБ)

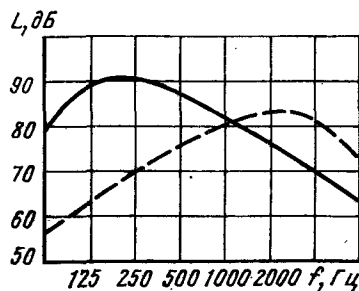


Рис. 14.3. Спектры, имеющие одинаковый суммарный уровень воспринимаемого шума

Итак, удвоение числа составляющих общего шума при их одинаковой интенсивности добавляет 3 дБ к общему уровню звукового давления.

Уровень воспринимаемого человеком шума оказывается понятием субъективным, отличным от рассмотренных выше объективных характеристик шума. Это связано с тем, что ухо человека обладает разной чувствительностью к звукам разной частоты. На рис. 14.2 показана типичная кривая равной шумности. Наиболее чувствительно ухо человека к частотам 3000 ... 5000 Гц. Одинаково неприятными воспринимаются звук с $f = 100$ Гц и $L = 108$ дБ и звук с $f = 4000$ Гц, $L = 89$ дБ, несмотря на то, что их интенсивности отличаются \approx в 80 раз. Поэтому потребовалась разработка специальных методов оценки уровня воспринимаемого шума для правильного сравнения различных авиадвигателей по этому показателю. Для оценки уровня воспринимаемого шума PNL¹ используется единица PN дБ. Общий уровень шума в эти единицы пересчитывают по специальным таблицам для отдельных участков частотного спектра шума. В основу этих таблиц положены кривые равной шумности (типа кривой, показанной на рис. 14.2), полученные в результате многочисленных испытаний, в процессе которых сравнивалось раздражающее действие шумов при различных частотах с воздействием «шума сравнения» в 1/3-октавной полосе при $f_{\text{ср}} = 1000$ Гц (здесь уровень шума L в дБ численно совпадает с уровнем PNL в PN дБ). Пример спектров шума, имеющих различную форму, но одинаковый суммарный уровень воспринимаемого шума в PN дБ, показан на рис. 14.3. Характерно, что спектр, содержащий сильные компоненты шума на высоких частотах, дает такое же значение PNL в PN дБ, как и спектр с усиленными компонентами низкой частоты, несмотря на то, что общий уровень звукового давления L_{Σ} в децибелах у первого спектра существенно ниже. Следует иметь в виду, что спектры шума авиационных реактивных двигателей (особенно

¹ От английских слов «perceived noise level» — уровень воспринимаемого шума.

ТРДД) содержат сильные компоненты на высоких частотах (рис. 14.1), в связи с чем уровень воспринимаемого шума у них существенно выше уровня, непосредственно измеряемого физическими приборами (шумомерами). Эта разница достигает величин 9 ... 15 PN дБ и зависит от типа двигателя и режима его работы.

Дальнейшие исследования показали, что наличие дискретных тонов в спектре шума (см. рис. 14.1) оказывает дополнительное раздражающее действие по сравнению с широкополосным шумом при одинаковом уровне воспринимаемого шума в PN дБ. Аналогичное дополнительное воздействие оказывает шум большой продолжительности по сравнению с кратковременным. Для оценки этих факторов предложена новая единица оценки шума — *эффективные* PN дБ (EPN дБ), в основу которой положена единица PN дБ с поправками на продолжительность воздействия шума и наличие дискретных тонов в спектре.

Нормы на допустимый уровень шума самолетов на местности

Несмотря на то, что в настоящее время двигатели являются основным источником шума от самолетов на местности, нормируется не шум двигателей, а шум самолетов. Это связано с тем, что шум, прослушиваемый на местности, зависит от условий конкретного применения двигателя на самолетах при взлете и посадке, от таких факторов, как взлетная тяговооруженность или число двигателей, режимы использования двигателя, траектория набора высоты, расположение двигателей на самолете и др.

Воздействию шума от самолетов при взлете и посадке подвергаются значительные районы в окрестности взлетно-посадочной полосы (ВПП) аэродрома. На рис. 14.4 показаны области, захватываемые шумом более 90 PN дБ при взлете и посадке пассажирских самолетов ближних магистральных линий взлетной массой 45 ... 50 т и дальних — взлетной массой 141,5 т. Двигатели этих самолетов не имеют специальных шумоглушащих устройств (см. ниже). Зоны действия шума зависят от типа и взлетной массы самолетов, степени двухконтурности применяемых двигателей и других факторов. Зона действия шума осо-

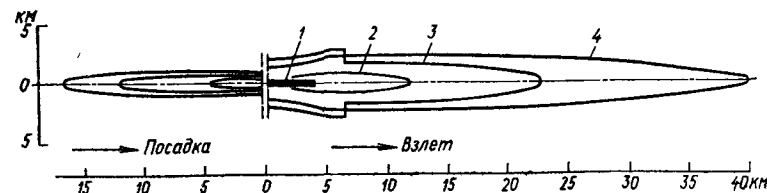


Рис. 14.4. Звуковой след от дозвуковых пассажирских самолетов при взлете и посадке с PNL ≥ 90 PN дБ:

1 — взлетно-посадочная полоса (ВПП); 2 — самолет взлетной массой 50 т с тремя ТРДД, $m = 6$; 3 — самолет взлетной массой 45 т с двумя ТРДД, $m = 0,7$; 4 — самолет взлетной массой 141,5 т с четырьмя ТРДД, $m = 0,6$

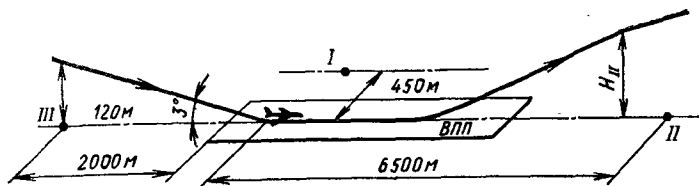


Рис. 14.5. Траектория взлета—посадки самолета и контрольные точки для определения уровня шума (ГОСТ 17228—78 и 17229—78). $H_{II} \geq 210$ м при числе двигателей четыре и более; $H_{II} \geq 300$ м при числе двигателей три и менее

бенно велика у тяжелого самолета с устаревшими ТРДД с низкой степенью двухконтурности. Она занимает площадь примерно 73 км^2 и распространяется вдоль оси ВПП на длину до 55 км.

Для контроля уровня шума выделяют три контрольные точки (рис. 14.5):

I. При разбеге — на расстоянии 0,45 км в стороны от оси ВПП.

II. При наборе высоты — в 6,5 км от начала разбега.

III. При снижении на посадку — в 2 км до посадочного торца ВПП.

Существуют нормы допустимого уровня шума пассажирских и транспортных самолетов в этих контрольных точках, установ-

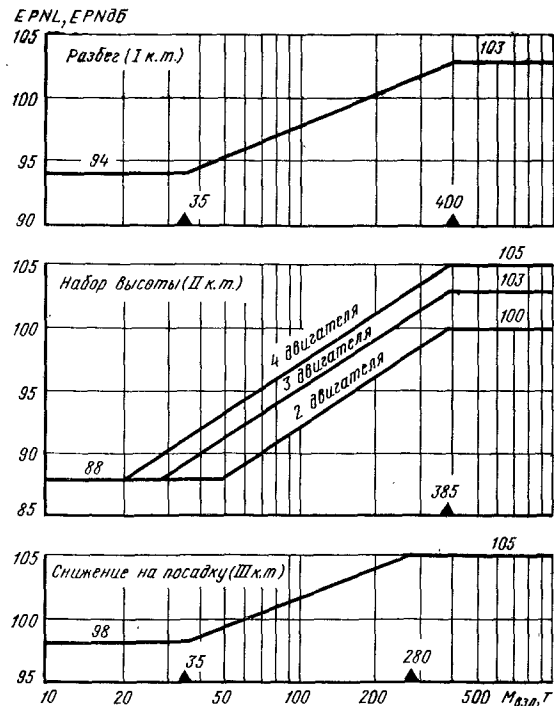


Рис. 14.6. Допустимые уровни шума в зависимости от взлетной массы самолетов с реактивными двигателями (ГОСТ 17228—78)

ленные в СССР. Эти нормы соответствуют нормам ИКАО (Международной Организации по гражданской авиации). Допустимый уровень шума зависит от взлетной массы самолета и снижается при ее уменьшении, что связано с меньшими размерами двигателей и более частыми полетами самолетов небольшого размера (рис. 14.6).

Нормы учитывают, что трех- и двухдвигательные самолеты по условиям безопасности полетов имеют большую тяговооруженность, чем четырехдвигательные, т. е. могут набирать высоту по более крутой траектории. Вследствие этого допустимый уровень шума во второй контрольной точке при наборе высоты у них несколько снижен.

Все новые и строящиеся самолеты и двигатели по уровню шума должны отвечать приведенным выше нормам.

Приведем для сравнения обычные уровни городского шума:

Промышленные районы с интенсивным движением, РН дБ	75 ... 85
Жилые районы днем, РН дБ	55 ... 65

14.2. ИСТОЧНИКИ ШУМА В ВРД

Шум в авиадвигателях порождается следующими четырьмя главными источниками: 1) вентилятором (в ТРДД); 2) компрессором; 3) турбиной; 4) реактивной струей.

Составляющие общего шума двигателя от каждого из этих источников сильно различаются у двигателей разных типов и зависят от положения наблюдателя относительно двигателя, так как излучение шума характеризуется ярко выраженной направленностью. На рис. 14.7 показаны типичные диаграммы интенсивности и направленности излучения шума элементами двигателей двух типов: ТРДД с большой степенью двухконтурности и ТРД.

На рис. 14.8 показаны общие уровни и их составляющие от отдельных элементов у одноконтурных ТРД и двухконтурных двигателей с разной степенью двухконтурности (по данным фирмы Роллс-Ройс). Как следует из рис. 14.7 и 14.8, главным источником шума в одноконтурном ТРД является реактивная струя, а на режимах пониженной тяги — турбина. Шум от компрессора играет несущественную роль. У ТРДД с малой степенью двухконтурности

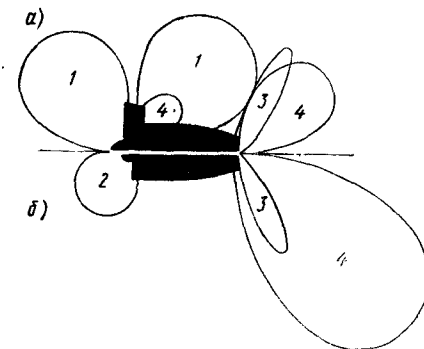


Рис. 14.7. Источники шума в авиационных двигателях:

а — ТРДД с большой степенью двухконтурности; б — ТРД. 1 — вентилятор; 2 — компрессор; 3 — турбина; 4 — реактивная струя

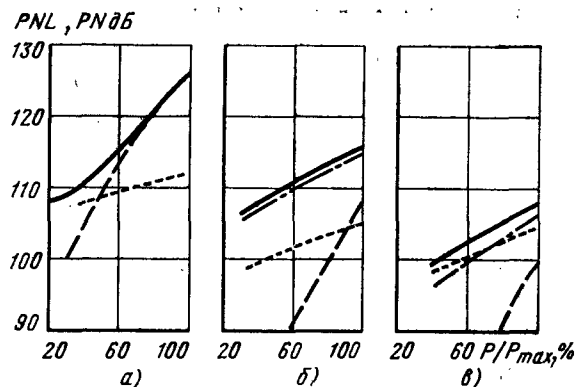


Рис. 14.8. Уровни шума от элементов турбореактивных двигателей одинаковой максимальной тяги (пролет на высоте 300 м со скоростью 100 м/с): а — ТРД; б — ТРДД, $m = 1 \dots 2$; в — ТРДД, $m = 4 \dots 6$ (одноступенчатый вентилятор без входного направляющего аппарата): — общий уровень шума; - - - шум от реактивной струи; . . . шум от турбины; — шум от вентилятора

($m = 1 \dots 2$) основным источником шума становится компрессор низкого давления (вентилятор). Шум от реактивной струи и турбины у них ниже. У ТРДД с большой степенью двухконтурности главные источники шума — вентилятор (на максимальном режиме) и турбина (на дроссельных режимах). Шум реактивной струи становится незначительным. Общий уровень шума заметно снижается в ТРДД по мере увеличения степени двухконтурности, особенно на режимах максимальной тяги при взлете.

У форсированных ТРД и ТРДД при включенной форсажной камере основной источник шума — реактивная струя.

Ниже рассмотрены физические причины образования шума в двух главных источниках, определяющих максимальный уровень шума ТРД и ТРДД: в реактивной струе и в вентиляторе или компрессоре (физические причины образования шума в этих элементах типичны и для других лопаточных машин, например, турбины).

Шум реактивной струи

Шум при истечении струи газа из реактивного сопла возникает в процессе ее смешения с окружающим воздухом. Наличие большого градиента скорости на границе струи и сил вязкости приводит к эжекции воздуха из окружающего пространства, завихрению и образованию струйного турбулентного пограничного слоя. Возникновение вихрей в зоне смешения и порождает шум (рис. 14.9). По мере удаления от сопла и расширения зоны смешения масштаб турбулентности растет, что приводит к уменьшению общей частоты излучаемого шума по длине струи. Однако интенсивность шума, образующегося на единице длины струи на ее начальном участке, оказывается примерно одинаковой, что

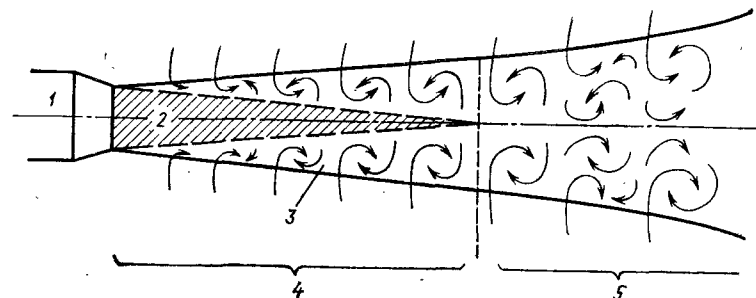


Рис. 14.9. К образованию шума реактивной струи: 1 — реактивное сопло; 2 — потенциальное ядро; 3 — зоны смешения; 4 — начальный участок; 5 — основной участок

объясняется неизменностью на этом участке максимальной разности скоростей в потенциальном ядре струи (здесь $c = c_c = \text{const}$) и в окружающем воздухе, определяющей суммарную максимальную величину пульсации скорости в зоне смешения. На основном участке, где зоны смешения соприкасаются и скорость на оси струи начинает падать, излучение шума очень быстро снижается с увеличением расстояния от сопла. На расстоянии, большем 10 ... 15 диаметров сопла, реактивная струя почти не шумит. Таким образом, наибольший вклад в общий шум струи дает ее начальный участок (см. рис. 14.9). Длина начального участка реактивных струй ВРД при истечении в неподвижный воздух может изменяться в пределах 3 ... 8 диаметров среза сопла в зависимости от температуры выхлопных газов и режима истечения.

На основании теории, разработанной Лайтхиллом, получена формула для определения акустической мощности струй, вытекающих в неподвижный воздух из расчетных сопел ($M_c = 0,5 \dots 1,5$):

$$W = k \rho_c^2 \rho_n^{-1} c_n^2 a_n^{-5} F_c, \quad (14.3)$$

где k — экспериментальный коэффициент.

Для перехода к уровню силы звука в дальнем звуковом поле¹ воспользуемся выражением (14.1) и связью $J = W\Phi/F$:

$$L = 10 \lg (W/J_0 F) + 10 \lg \Phi,$$

где F — поверхность, в которую происходит излучение шума (при излучении в сферу $F = 4\pi R^2$); $10 \lg \Phi$ — фактор направленности излучения шума, представляющий собой разность в децибелах между измеренным уровнем шума в данной точке и расчетным уровнем от фиктивного ненаправленного источника шума той же мощности, излучающего шум в сферу равномерно во всех направлениях.

¹ Т. е. на расстоянии R , существенно превышающем диаметр сопла.

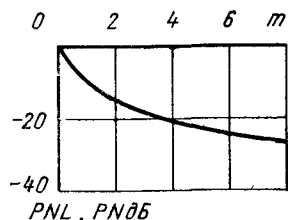


Рис. 14.10. Снижение уровня шума реактивной струи ТРДД в зависимости от степени двухконтурности ($P = \text{idem}$)

Из рассмотрения (14.3) следует, что на акустическую мощность струи влияют размеры двигателя, плотность выхлопных газов и скорость их истечения. У двигателей одного типа с одинаковым уровнем параметров цикла (π_k^* , T_k^*) тяга пропорциональна расходу воздуха, т. е. площади среза сопла. В этом случае акустическая мощность реактивной струи двигателя прямо пропорциональна его тяге. Уменьшение плотности выхлопных газов (увеличение температуры) при прочих равных условиях уменьшает шум. Наибольшее влияние на шум оказывает скорость истечения газов ($\sim c_c^5$). В частности, переход в дозвуковой авиации к использованию ТРДД вместо ТРД и повышение степени двухконтурности в них привело к уменьшению удельной тяги (скорости истечения газов) и существенному снижению общего шума при эксплуатации самолетов (см. рис. 14.10, 14.8, а также кривые 2 и 3 на рис. 14.4).

Шум вентилятора и компрессора

Шум вентилятора и компрессора складывается из широкополосного (так называемого «белого») шума и пиков шума на дискретных частотах (см. правую часть спектра шума на рис. 14.1). Вентилятор и компрессор производят шум в области средних и высоких частот, что, как указывалось, является весьма неблагоприятным фактором. Наиболее неприятны для восприятия дискретные составляющие шума.

Источником *белого шума* служит турбулентность потока, проходящего через лопаточные венцы компрессора. Турбулентные пульсации вызывают местные пики давления на стенках лопаток, которые порождают акустические волны. Другим источником широкополосного шума являются вихри, срывающиеся с задних кромок лопаток.

Причин возникновения *дискретного шума* несколько. Во-первых, это взаимодействие неравномерных полей давления, скорости и следов от лопаток предшествующего венца с лопатками последующего венца. Частота шума взаимодействия равна частоте следования лопаток относительно соседнего венца $f_{сл}$ и кратным ей частотам $2f_{сл}$, $3f_{сл}$ и т. д. В частности от каждой лопатки направляющего аппарата звук излучается с частотой $f_{сл} = n z_{л.р.к.}$, где n — частота вращения, $1/с$; $z_{л.р.к.}$ — число лопаток предшествующего рабочего колеса. Другой причиной появления дискретного шума на тех же частотах является взаимодействие вращающегося рабочего колеса с крупномасштабной турбулентностью или со стационарной неравномерностью и пульсациями потока во входном канале. Шум взаимодействия распространяется от вентилятора и вверх и вниз по потоку.

При сверхзвуковых окружных скоростях, характерных для современных вентиляторов, проявляется шум вращения, вызываемый ударными волнами и сильно неравномерными полями давления у лопаток вращающегося рабочего колеса. Частота шума вращения также равна или кратна $f_{сл}$.

Дискретный шум на частоте следования $f_{сл}$ является доминирующим в общем шуме вентилятора ТРДД.

Технологические отличия в геометрических размерах и установке лопаток рабочего колеса вентилятора приводят при сверхзвуковой скорости вращения на периферии к тому, что эпюры давления, интенсивность и положение скачков уплотнения у отдельных лопаток сильно различаются и дополнительно появляется интенсивный дискретный шум в области пониженных частот $f < f_{сл}$, равных и кратных частоте вращения ротора.

При работе компрессора (или вентилятора) наблюдается снос акустической энергии шума, возникающего в компрессоре, вниз по потоку воздуха. В результате, например, шум со стороны выхода из одноступенчатого вентилятора ТРДД с раздельными контурами оказывается большим, чем со стороны всасывания. Эта разница зависит от числа M потока в межлопаточных каналах рабочих колес и направляющих аппаратов. Теоретически при $M = 1$ звук вообще не должен распространяться вверх по потоку.

В многоступенчатом компрессоре шум от ступени заметно уменьшается при прохождении вперед через предшествующую ступень. Первая ступень дает примерно половину общей мощности шума компрессора, столько же, сколько все остальные.

Широкополосный и дискретный шум турбины вызывается аналогичными причинами.

14.3. СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ ШУМА ВРД

Снижение шума реактивной струи

Как следует из сказанного выше, задача снижения шума реактивной струи может относиться к двигателям следующих типов: ТРДФ, ТРДДФ, ТРД и ТРДД с малой или умеренной степенью двухконтурности. ТРДД с $m = 4 \dots 6$ не нуждаются в специальных средствах шумоглушения реактивной струи.

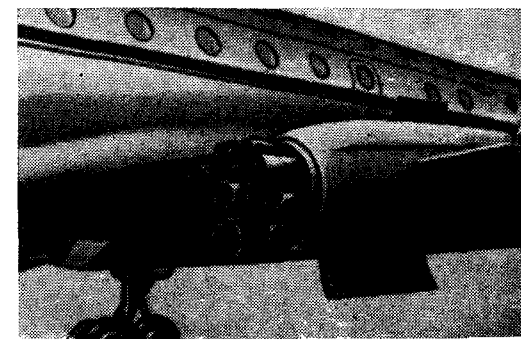


Рис. 14.11. Шумоглушащее сопло турбореактивного двигателя РД-3М на самолете Ту-104

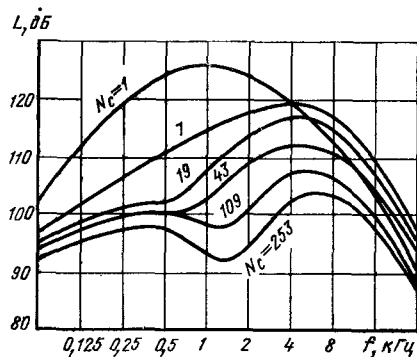


Рис. 14.12. Снижение уровня шума в многотрубчатом сопле (по данным фирмы Боинг):

N_c — число патрубков ($N_c = 1$ — исходное круглое сопло); $\pi_c^* = 2,2$; $T_c^* = 883$ К; измерение под углом 45° к оси сопла

В предыдущем разделе было показано, что основным источником шума является начальный участок реактивной струи, содержащий потенциальное ядро. Поэтому главный принцип шумоглушения реак-

тивной струи заключается в максимальном сокращении длины этого начального участка, в организации быстрого перемешивания выхлопных газов с воздухом. Для этой цели предложены многочисленные устройства. В первую очередь следует остановиться на специальных шумоглушащих соплах с выходным сечением сложной формы: гофрированных, лепестковых, многотрубчатых и др. (рис. 14.11). Общий принцип построения таких сопел заключается в преобразовании исходной круглого сечения струи в струю с поперечным сечением сложной формы, с развитой поверхностью смешения или в систему струй меньшего диаметра, которое определяется сложным механизмом взаимодействия струй друг с другом и с воздухом, эжектируемым в зону между струями. В частности, средняя скорость течения газа относительно эжектируемого воздуха, движущегося между струями, снижается, что согласно (14.3) уменьшает акустическую мощность струй. Наряду со снижением общего уровня шума его спектр смещается в сторону высоких частот в связи с уменьшением размеров зон смешения в отдельных струях (рис. 14.12), что приводит к большому поглощению акустической энергии при распространении шума в атмосфере.

Если шумоглушащее сопло и начальный участок смешения окружить кольцевым эжекторным насадком, то степень шумоглушения еще больше возрастает, в частности, из-за экранирующего действия стенок эжектора. Однако, масса и габаритные размеры такого сопла заметно возрастут.

Применение шумоглушащих сопел сложной формы с увеличением массы приводит и к другим отрицательным последствиям, в частности, к дополнительному гидравлическому сопротивлению сопла и потере взлетной тяги двигателя в 1...3%. В полете влияние Φ_c на тягу возрастает, и потери тяги увеличиваются (см. гл. 7). Поэтому наблюдается стремление к разработке шумоглушителей, действующих только при взлете самолета и не вносящих дополнительных сопротивлений в длительном крейсерском полете. К такому типу относится, например, шумоглушитель ТРДФ «Олимп» 593 СПС «Конкорд». Шумоглушитель выполнен в виде десяти поворотных полых обтекаемых лопаток, расположенных внутри сопла в рабочем положении радиально, через которые в поток газа эжектируется атмосферный воздух. На крейсерском режиме лопатки убираются заподлицо со стенкой сопла и не вызывают потерь тяги.

Снижение шума вентилятора, компрессора и турбины

Эта проблема относится только к двухконтурным нефорсированным двигателям, у которых шум реактивной струи снижен или малосущественен (при $m \geq 4 \dots 5$) и проблема дальнейшего снижения шума связана с вентилятором и компрессором.

Уменьшить шум, исходящий от лопаточных машин, можно двумя путями: снижением шума в месте его зарождения (в источнике) и снижением шума при его распространении путем применения внешних шумоглушащих устройств.

Снижение шума в источнике. Это направление касается главным образом уменьшения дискретных составляющих шума и решается несколькими путями.

1) Применение ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m > 4 \dots 5$), в которых становится возможным устройство *одноступенчатого вентилятора*, исключающего следовое взаимодействие многих лопаточных венцов, характерное для многоступенчатых вентиляторов ТРДД с умеренной степенью двухконтурности ($m = 1 \dots 2$).

2) Проектирование *первой ступени вентилятора ТРДД без входного направляющего аппарата* (ВНА) позволяет устранить сильный шум взаимодействия в месте, наиболее близко расположенном к входу в двигатель. По оценке это дает снижение уровня шума на 4...6 дБ, кроме того, уменьшает массу вентилятора. Однако КПД вентилятора без ВНА несколько снижается. В настоящее время одноступенчатые вентиляторы всех ТРДД с большой степенью двухконтурности выполняются без ВНА.

3) *Увеличение осевого зазора между лопаточными венцами* рабочего колеса и направляющего аппарата также позволяет уменьшить шум взаимодействия и снизить общий уровень шума двигателя (рис. 14.13). В современных ТРДД направляющие аппараты вентилятора и первых ступеней компрессора отодвигают от соответствующих рабочих колес на 1...2 хорды лопатки рабочего колеса.

4) Снижение интенсивности дискретного шума на частоте следования может быть достигнуто подбором разного числа лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата, установкой лопаток направляющего аппарата под углом к радиусу и другими подобными средствами. Например, выгодно, чтобы число лопаток направляющего аппарата было в два раза больше числа лопаток рабочего колеса вентилятора.

Аналогичные мероприятия выполняют и в турбинах.

5) *Выбор окружной скорости* оказывается эффективным средством для снижения общего шума. Рассмотрим влияние окружной скорости на примере одноступенчатого вентилятора ТРДД, степень повышения давления в котором сохраняется при изменении расчетного значения окружной скорости u_b (мощность вентилятора неизменна). Уменьшение u_b приводит к уменьшению относительной скорости воздуха между лопатками, но увеличивает нагрузку (подъем-

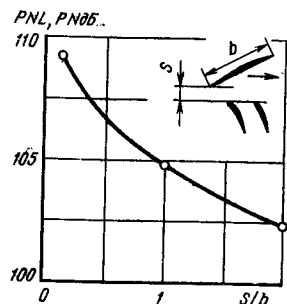


Рис. 14.13. Зависимость максимального уровня воспринимаемого шума ТРДД при пролете самолета на высоте 150 м от величины осевого зазора между рабочими колесами и направляющим аппаратом одноступенчатого вентилятора (по данным фирмы Пратт-Уитни)

ную силу) лопаток, т. е. приводит к усилению неравномерности полей давления вокруг лопаток. Противоположное действие этих двух факторов приводит к тому, что уровень дискретного шума взаимодействия у дозвуковых вентиляторов ТРДД при $\pi_B = idem$ практически не зависит от окружной скорости. В сверхзвуковых вентиляторах увеличивает дискретные шумы взаимодействия и вращения. С другой стороны, при меньших u_B растет уровень широкополосного «белого» шума. В целом уменьшение окружной скорости вентилятора снижает шум. Однако уменьшение расчетной скорости вентилятора приводит к увеличению массы двигателя из-за утяжеления вентилятора и его турбины, которая при той же мощности, но при меньшей частоте вращения должна иметь больше ступеней. Следует иметь в виду, что дискретный шум, преобладающий в области высоких u_B , может быть эффективно заглушен с помощью звукопоглощающих устройств, настроенных на определенные частоты (см. ниже). Поэтому выбор окружной скорости вентилятора является вопросом компромиссным, так как при этом кроме акустических характеристик следует учитывать изменение КПД вентилятора, массы, габаритных размеров, конструкции двигателя и силовой установки в целом (с учетом устройства звукопоглощения) и ряд других факторов. Величину u_B выбирают в пределах 400 ... 500 м/с.

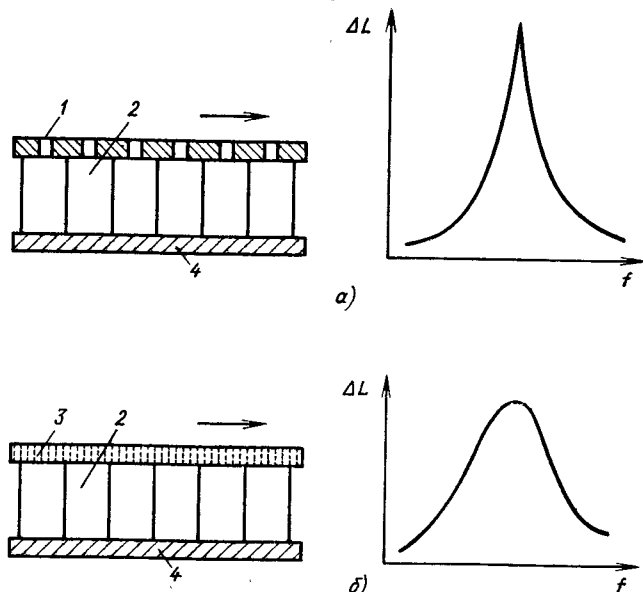
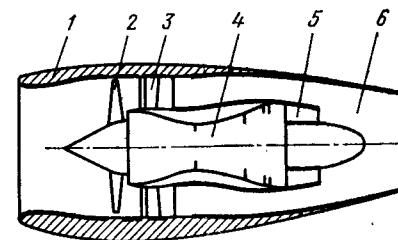


Рис. 14.14. Основные типы звукопоглощающих облицовок и спектры поглощения ими звуков:

а — узкополосная облицовка резонансного типа; б — комбинированная широкополосная с активным звукопоглощающим пористым покрытием; 1 — перфорированная пластина; 2 — сотовый слой; 3 — пористое покрытие; 4 — стенка канала

Рис. 14.15. Устройство гондолы ТРДД со звукопоглощающей облицовкой (акустическое покрытие выделено жирными линиями):

1 — воздухозаборник; 2 — вентилятор без ВНА; 3 — направляющий аппарат; 4 — внутренний контур; 5 — выходной канал внутреннего контура; 6 — общее реактивное сопло



Конструкция современных маломощных ТРДД должна включать указанные выше меры по снижению шума во всех его источниках внутри двигателя. Однако, как показывает опыт и расчеты, шум двигателя на самолетах при этом все же заметно превышает установленные нормы. Поэтому даже в ТРДД с большой степенью двухконтурности необходимо применять эффективное шумоглушение.

Внешнее глушение шума лопаточных машин. В настоящее время для глушения шума вентилятора, компрессора (а также турбины) внутренние поверхности воздухозаборника и выходных каналов гондолы всех новых гражданских ТРДД снабжаются звукопоглощающей (акустической) облицовкой. Условия работы облицовки в каналах ТРДД достаточно тяжелы (большие скорости воздуха и газа, высокий уровень звукового давления). Поэтому обычные звукопоглощающие материалы волокнистого типа (стекловата и т. п.) оказываются непригодными из-за низкой прочности. Разработаны многочисленные образцы специальных прочных звукопоглощающих облицовок для авиадвигателей, которые в основном используют резонансный принцип поглощения звука и состоят из сотового заполнителя и перфорированной или пористой облицовки со стороны потока воздуха или газа (рис. 14.14). В холодной части применяют облицовку из алюминия, пластика и титана, в горячей — из стали. Изменяя объем и конструкцию сот, можно настроить облицовку на максимальное поглощение звука одной главной частоты с меньшей или большей эффективностью поглощения звука в смежном диапазоне частот, получая узкополосные и широкополосные облицовки [см. рис. 14.14, соответственно а и б].

Для существенного снижения шума при использовании звукопоглощающих облицовок необходимо выдержать определенное соотношение между высотой канала и длиной облицовки. В целом потребная площадь звукопоглощающей облицовки оказывается достаточно большой, например, в ТРДД при $m = 4 \dots 8$ она может достигать 15 ... 5-кратной величины от площади входа в двигатель $F_{вх}$.

Устройство звукопоглощающей облицовки в гондole ТРДД приводит к увеличению ее массы и потерь в каналах, т. е. к росту удельного расхода топлива, что должно учитываться при анализе эффективности силовой установки.

На рис. 14.15 показана схема типичной гондолы современного ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m = 6$), форма которой и акустическая обработка стенок воплощают рассмотренные принципы шумоглушения. Для увеличения возможной площади акустической облицовки и большего снижения шума внутренних источников и реактивных струй применена схема с общим реактивным соплом (которая дает также некоторое уменьшение удельного расхода топлива — см. гл. 9.) Относительная площадь звукопоглощающей облицовки (ЗПО) $S_{\text{ЗПО}}/F_{\text{вх}}$ равна $\approx 12,5$, из которой 60% размещено в выходном канале внешнего контура, около 26% — в воздухозаборнике и примерно по 7% — в корпусе вентилятора и в затурбинном канале внутреннего контура.

Применение ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m \geq 4 \dots 6$), рациональных методов их конструирования и использование звукопоглощающей облицовки в гондолах позволяет современным пассажирским самолетам полностью выполнять нормативные требования к уровню шума на местности.

ЧАСТЬ V

ПРЯМОТОЧНЫЕ И КОМБИНИРОВАННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ И ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

ГЛАВА 15. ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Увеличение скорости полета приводит к непрерывному повышению температуры и давления воздуха во входном устройстве и уменьшению прироста давления в турбокомпрессоре ГТД.

При определенных значениях скорости, зависящих от параметров рабочего процесса и КПД основных элементов, турбокомпрессор, обеспечивающий в условиях дозвуковых и относительно невысоких сверхзвуковых скоростей полета повышение давления за турбиной по сравнению с давлением перед компрессором, начинает вносить сопротивление, приводящее к уменьшению давления за турбиной по сравнению с давлением перед компрессором, и тем самым — к ухудшению эффективности газотурбинных ВРД (ТРД или ТРДФ) по сравнению с ПВРД.

Одновременно с ухудшением удельных параметров ТРД из-за повышения температуры воздуха перед компрессором при увеличении скорости полета, как было показано ранее, существенно уменьшается приведенный расход воздуха, вследствие чего, начиная с определенных значений $M_{\text{д}}$, абсолютная тяга ТРД будет уменьшаться. Все это определяет необходимость отказа от использования турбокомпрессора при скоростях полета, превышающих значения, соответствующие $M_{\text{ц}} = 3,5 \dots 4,0$, и применения ПВРД.

Сила тяги ПВРД непосредственным образом связана со степенью повышения давления от скоростного напора. Чем выше степень повышения давления вследствие динамического сжатия набегающего воздушного потока при торможении его во входном устройстве $\pi_{\text{вс}}$, т. е. чем больше скорость полета, тем больше абсолютное давление в камере и выше эффективность теплоподвода к воздуху. При малых скоростях полета из-за низкой величины $\pi_{\text{вс}}$ ПВРД малоэффективен. Но с увеличением скорости полета сила тяги и тяговая мощность этого двигателя возрастают сильнее, чем в ТРД, а максимальные значения тяги и тяговой мощности ПВРД достигаются при существенно больших, чем в ТРД, скоростях полета. При этом простота конструкции, малая лобовая масса и отсутствие турбокомпрессорной группы позволяют рассматривать ПВРД в качестве целесообразного типа

двигателя летательных аппаратов определенных классов даже в области меньших скоростей полета, при которых ТРД имеют существенно лучшие характеристики. Вследствие того, что ПВРД не развивает тягу на старте при нулевой скорости полета, а при малых скоростях полета он малоэффективен, летательные аппараты с ПВРД различных типов должны быть снабжены двигателями для создания тяги на старте и при разгоне до тех скоростей полета, при которых использование ПВРД окажется целесообразным.

15.1. ОСОБЕННОСТИ ОСНОВНЫХ ТИПОВ ПВРД

В соответствии с областью применения прямоточные воздушно-реактивные двигатели могут быть разделены на три основных типа: дозвуковые, сверхзвуковые (СПВРД) и гиперзвуковые (ГПВРД).

На рис. 15.1, а приведена схема дозвукового ПВРД, на которой обозначены характерные сечения и изображены закономерности изменения параметров потока (давления p , скорости c и температуры T) по проточной части. Схема сверхзвукового ПВРД и характер изменения основных параметров потока по его тракту приведены на рис. 15.1, б.

При увеличении сверхзвуковых скоростей полета до значений, соответствующих числам $M_n = 6 \dots 12$, резко возрастает температура сжатия потока, и даже воздушная часть тракта СПВРД становится «горячей». Действительно, равновесное значение температуры воздушного потока на выходе из воздухозаборника при скорости в камере, соответствующей $\lambda_v = 0,2$, составляет ≈ 1600 К при скорости полета, соответствующей $M_n = 6$, а при $M_n = 10$ уже достигает 3600 К. Соответственно этому росту температуры потока возрастают удельные тепловые потоки в стенки.

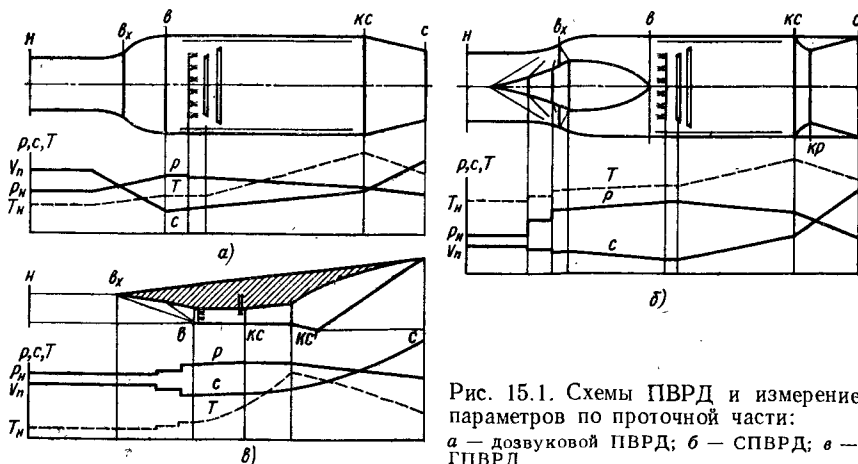


Рис. 15.1. Схемы ПВРД и измерение параметров по проточной части:
а — дозвуковой ПВРД; б — СПВРД; в — ГПВРД

Поэтому при гиперзвуковых скоростях полета крайне сложно обеспечить работоспособность СПВРД и в особенности СПВРД с регулируемым воздухозаборником и реактивным соплом. При гиперзвуковых скоростях существенно увеличиваются потери при сжатии воздуха в воздухозаборнике и расширении продуктов сгорания в реактивном сопле в результате увеличения степени повышения давления воздуха и степени понижения давления продуктов сгорания в процессе истечения, а также вследствие увеличения потерь, обусловленных вероятностью неравновесного протекания процесса расширения¹. Все это приводит к заметному ухудшению эффективности СПВРД по мере увеличения значений M_n свыше 6 ... 8. При существенном уменьшении степени сжатия воздушного потока с сохранением сверхзвуковой скорости на выходе из воздухозаборника можно рассчитывать на уменьшение удельных тепловых потоков в стенки (из-за снижения уровня статических температур потока) при одновременном улучшении эффективности цикла из-за значительного уменьшения потерь в воздухо-заборнике и реактивном сопле. Поэтому при гиперзвуковых скоростях полета ($M_n \geq 6 \dots 8$) наиболее вероятным типом воздушно-реактивного двигателя следует считать ПВРД со сверхзвуковой скоростью в камере сгорания (ГПВРД).

Принципиальная схема ГПВРД с обозначением характерных сечений и изображением закономерностей измерения p , T и c по проточной части приведена на рис. 15.1, в. Основные элементы ГПВРД (входное устройство, камера сгорания и сопло), выполняя те же функции, что и соответствующие элементы СПВРД, имеют ряд особенностей, связанных со спецификой организации рабочего процесса двигателя этого типа: воздухозаборник ГПВРД, в котором воздушный поток сжимается до сверхзвуковой скорости, непосредственно переходит в совмещенную камеру смешения и горения, на начальном участке которой осуществляется впрыск топлива. В камере постоянного сечения при теплоподводе к сверхзвуковому потоку происходит сжатие потока, и для увеличения степени теплоподвода в ряде случаев оказывается необходимым увеличить площадь сечения канала (участок $КС' - КС$ на рис. 15.1, в). Вследствие того, что продукты сгорания топливо-воздушной смеси в ГПВРД уже имеют сверхзвуковую скорость, увеличить ее при расширении можно, придавая соплу расширяющуюся форму. Гиперзвуковые ПВРД в настоящее время могут рассматриваться в качестве возможных типов силовых установок для гиперзвуко-

¹ При высоких температурах воздушного потока значительная часть тепла, подведенного в камеру сгорания с топливом, будет расходоваться на диссоциацию образовавшихся продуктов, а при достаточно низких величинах абсолютного давления и температуры на выходе из сопел СПВРД при больших степенях понижения давления время пребывания продуктов сгорания в сопле может оказаться меньше времени, необходимого для воссоединения диссоциированных продуктов сгорания в более сложные молекулы с возвратом тепла в цикл, т. е. к неравновесному протеканию процесса расширения, что неизбежно приведет к снижению эффективности использования тепловой энергии топлива.

вых аппаратов различного назначения, в частности, маршевых гиперзвуковых самолетов с $M_n \geq 6 \dots 8$ и в качестве составных элементов силовых установок разгоняющих устройств орбитальных самолетов и космических аппаратов многократного применения при работе ГПВРД в широком диапазоне режимов полета (M_n от 6 ... 7 до 14 ... 16), гиперзвуковых ракет различного класса и т. д.

15.2. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПВРД

Эффективность цикла ПВРД, как и любого из рассмотренных выше типов ВРД, определяется двумя основными параметрами: величиной работы цикла $p = \text{const}$ (L_t в идеальном цикле и эффективной работы L_e в действительном цикле) и коэффициентом полезного действия, характеризующим степень использования подведенного с топливом тепла в работу (термическим КПД η_t в идеальном цикле и эффективным КПД η_e в действительном цикле). На рис. 15.2 в i — S -диаграмме показано изменение параметров состояния воздуха в идеальном (штриховые линии) и действительном циклах (сплошные линии). В идеальном цикле

$$L_t = \Delta i_{ps} - \Delta i_{cs} = \frac{k}{k-1} R_B T_H \left(\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \left(\frac{\theta}{\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right),$$

$$\eta_t = L_t / Q = 1 - 1 / \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}},$$

где $\Delta i_{cs} = \Delta i_s = \frac{k}{k-1} R_B T_H \left(\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$ — работа сжатия воздуха в воздухозаборнике, $\pi_{VS} = p_{BS} / p_H = p_n^* / p_H = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)$ — степень повышения давления воздуха при изэнтропическом сжатии потока до нулевой скорости, $\theta = T_r^* / T_H = T_r^* / T_H \times \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)$ — степень повышения температуры цикла (см. гл. 1).

Выражая π_{VS} и θ через M_n и степень теплоподвода $\theta^* = T_r^* / T_H$, получаем

$$L_{t \text{ пр}} = \frac{L_t}{\frac{k}{k-1} R_B T_H} = \frac{k-1}{2} M_n^2 \left(\frac{\theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2} - 1 \right) = \frac{k-1}{2} M_n^2 (\theta^* - 1)$$

и

$$\eta_t = \frac{\frac{k-1}{2} M_n^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2}.$$

Для представления L_e и η_e ПВРД в форме, аналогичной соответствующим выражениям работы и КПД действительного цикла ГТД, несовершенство процессов движения рабочего тела

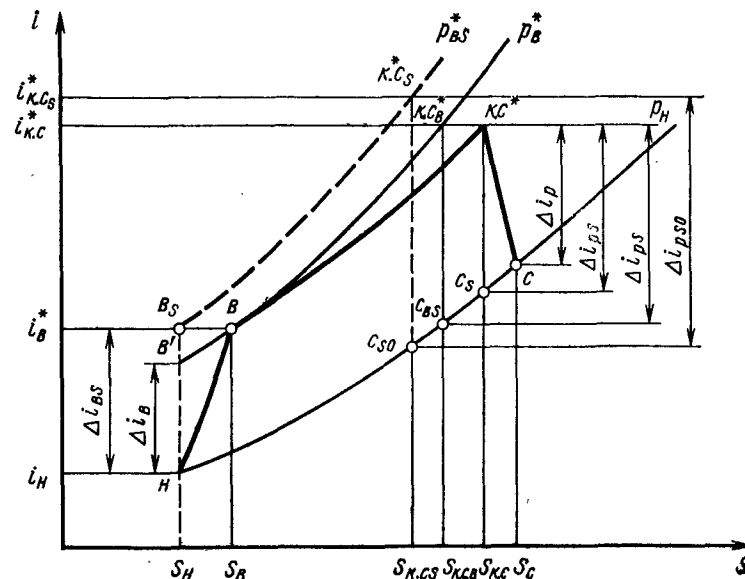


Рис. 15.2. Изображение цикла ПВРД в i — S -диаграмме. H — B — C — S — H — действительный цикл, H — B — C^* — S — H — идеальный цикл

по проточной части удобно оценивать по КПД отдельных элементов: η_c — КПД повышения давления, характеризующий степень совершенства процесса сжатия воздуха в воздухозаборнике, $\eta_{к.с}$ — КПД процесса сжатия рабочего тела в камере сгорания и η_p — КПД процесса расширения продуктов сгорания в реактивном сопле.

Связь между этими КПД, коэффициентами полного давления в элементах и M_n может быть описана с помощью уравнений

$$\eta_c = \frac{i'_B - i_H}{i_{BS} - i_H} = \frac{\Delta i_B}{\Delta i_{BS}} = \frac{\left(\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right) \sigma_{\text{вх}}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{k-1}{2} M_n^2};$$

$$\eta_{к.с} = \frac{i_{к.с} - i_{CS}}{i_{к.с} - i_{CBS}} = \frac{\Delta i_{ps}}{\Delta i_{p.cs}} = \frac{(\pi_{VS} \sigma_{\text{вх}} \sigma_{к.с})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}{(\pi_{VS} \sigma_{\text{вх}})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1} =$$

$$= \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k_r-1}{k_r}} \frac{k}{k-1} (\sigma_{\text{вх}} \sigma_{к.с})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k_r-1}{k_r}} \frac{k}{k-1} \sigma_{\text{вх}}^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1};$$

$$\eta_p = \frac{i_{k,c} - i_c}{i_{k,c} - i_{cs}} = \frac{\Delta i_p}{\Delta i_{ps}} = \frac{(\pi_{VS}^{\sigma_{BX} \sigma_{K,c} \sigma_c})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}{(\pi_{VS}^{\sigma_{BX} \sigma_{K,c}})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1} =$$

$$= \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)^{\frac{k_r-1}{k-1} \frac{k}{k_r}} (\sigma_{BX} \sigma_{K,c} \sigma_c)^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right)^{\frac{k_r-1}{k-1} \frac{k}{k_r}} (\sigma_{BX} \sigma_{K,c})^{\frac{k_r-1}{k_r}} - 1}.$$

Эффективная работа цикла

$$L_e = \Delta i_p - \Delta i_b = \frac{k}{k-1} R_b T_n \left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \left[\frac{e^{\theta \eta_c \eta_{K,c} \eta_p}}{\left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \eta_c + 1} - 1 \right].$$

Приведенная эффективная работа цикла

$$L_{e\text{ пр}} = \frac{L_e}{\frac{k}{k-1} R_b T_n} = \left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \left[\frac{e^{\theta \eta_c \eta_{K,c} \eta_p}}{\left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \eta_c + 1} - 1 \right];$$

$$\eta_e = \frac{L_e}{Q} = \frac{L_e}{i_{K,cS} - i_{bS}} = \frac{k}{k-1} \frac{R}{c_{p,\text{эф}}} \left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \times$$

$$\times \frac{e^{\theta \eta_c \eta_{K,c} \eta_p} / \left[\left(\pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}} - 1 \right) \eta_c + 1 \right] - 1}{\theta_S - \pi_{VS}^{\frac{k}{k_r}}}.$$

Напомним, что $e = \frac{k_r}{k_r-1} R_r \left(1 - 1/\pi^{\frac{k_r-1}{k_r}} \right) / \frac{k}{k-1} R_b \left(1 - 1/\pi^{\frac{k-1}{k}} \right)$ — коэффициент, учитывающий различие между k_r , R_r и k и R_b , соответственно

$$\theta_S = \frac{T_{K,cS}}{T_n} = \theta \frac{1 + q_T \bar{H}_u \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}}}{1 + q_T \bar{H}_u \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} \eta_r} = \theta \frac{1 + q_T \bar{H}_u \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{-1}}{1 + q_T \bar{H}_u \eta_r \left(1 - \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{-1}}$$

— идеальная величина степени повышения температуры цикла при коэффициенте полноты сгорания $\eta_r = 1,0$ и коэффициенте избытка топлива $\alpha > 1,0$ или

$$\theta_S = \theta \frac{1 + \bar{H}_u \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}}}{1 + \bar{H}_u \eta_r \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}}} = \theta \frac{1 + \bar{H}_u \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{-1}}{1 + \bar{H}_u \eta_r \left(1 - \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{-1}} \text{ при } \alpha < 1,0,$$

$\bar{H}_u = H_u/c_p T_n$ — приведенная величина низшей удельной теплоты сгорания топлива, $\bar{H}_u = \bar{H}_u/L_0$ — отношение приведенной низшей удельной теплоты сгорания топлива к теоретически потребному количеству воздуха для сгорания 1 кг топлива, $c_{p,\text{эф}} = \frac{(1 + q_T) c_{p,K,c} T_{K,cS} - c_{pH} T_n^*}{T_{K,cS} - T_n^*}$ — эффективное значение удельной теплоемкости рабочего тела в процессе теплоподвода в камере сгорания.

Если определять эффективные работу цикла L_e и КПД η_e в зависимости от действительной степени повышения давления воздуха в воздухозаборнике ПВРД

$$\pi_V = p_b^*/p_n = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \eta_c \right)^{k/(k-1)},$$

то уравнения для определения L_e и η_e будут идентичны соответствующим уравнениям эффективных работы и КПД действительного цикла ВРД, представленных в гл. 1.

Из приведенных выше уравнений следует, что при заданных величине начального теплосодержания воздуха и уровне потерь в проточной части эффективность цикла ПВРД зависит от двух основных параметров: степени повышения давления воздуха вследствие динамического сжатия π_{VS} , однозначно определяемой скоростью полета, и степени повышения температуры цикла θ , также зависящей от скорости полета и степени подогрева воздуха в процессе сгорания введенного топлива $\theta^* = T_r^*/T_n^*$ или от скорости полета и относительного подогрева $\Delta \bar{T}^* = (T_r^* - T_n^*)/T_n$, определяемого при заданной высоте полета коэффициентом избытка воздуха α^1 . Параметр θ целесообразно использовать при ограничении максимальной температуры цикла, параметр α можно применять при отсутствии подобных ограничений и задании относительного количества вводимого в цикл топлива.

Наибольший интерес представляет анализ эффективности цикла ПВРД при задании параметра α вследствие его независимости от скорости полета. В этом случае эффективность цикла ПВРД можно оценивать по двум независимым параметрам: числу M_n и значению $\Delta \bar{T}^* = \frac{T_r^* - T_n^*}{T_n} = \frac{k-1}{k} \frac{H_u \eta_r}{R_b T_n \alpha L_0}$, пропорциональному отношению η_r/α , характеризующему степень теплоподвода к двигателю (чем больше коэффициент полноты сгорания и меньше коэффициент избытка воздуха α при $\alpha \geq 1,0$, тем больше степень теплоподвода к воздуху).

¹ Исключение составляет термический КПД η_t , величина которого зависит только от степени повышения давления в цикле и, следовательно, определяется скоростью полета.

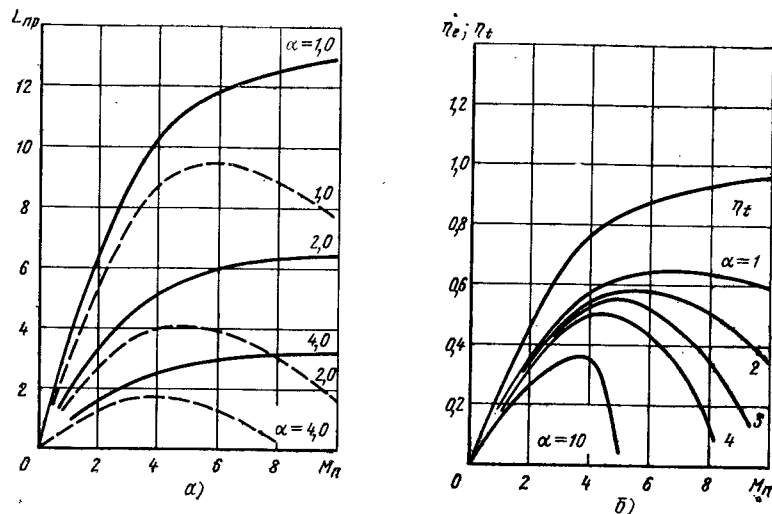


Рис. 15.3. Зависимость приведенной работы термического и эффективного КПД циклов ПВРД от числа $M_{пр}$:
 a — работа; $— L_{т пр} = L_t / i_{тн}$; $--- L_{е пр} = L_e / i_{тн}$; α — коэффициент избытка воздуха; b — КПД

Выражая π_{VS} через $M_{пр}$ в уравнениях для определения η_e и $L_{е пр}$, получаем:

$$L_{е пр} = \frac{L_e}{\frac{k}{k-1} R_{в} T_{н}} = \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \left(\frac{e \theta \eta_{с} \eta_{н.с} \eta_{р}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2} - 1 \right) =$$

$$= L_{т пр} \frac{e \theta \eta_{с} \eta_{н.с} \eta_{р} - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \right)}{\theta - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \right)} \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \eta_{с}}$$

$$\eta_e = \frac{R_{в}}{c_{р.эф}} \frac{k}{2} M_{пр}^2 \frac{e \theta \eta_{с} \eta_{н.с} \eta_{р} - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \right)}{\theta - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \right)} \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2 \eta_{с}}$$

На рис. 15.3, a даны зависимости приведенной работы цикла от значения $M_{пр}$ и α . Видно, что с увеличением числа $M_{пр}$ $L_{т пр}$ растет тем значительнонее, чем выше степень подогрева в цикле (больше величина $\eta_{р}/\alpha$). Термический КПД идеального цикла ПВРД увеличивается с ростом числа $M_{пр}$ (рис. 15.3, b).

При постоянной температуре газа ($\theta = \text{const}$) работа идеального цикла обращается в нуль как при нулевой скорости полета ($M_{пр} = 0$), так и при отсутствии теплоподвода к воздуху, т. е. при $\theta = T_{г}^*/T_{н} = 1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2$, и увеличивается с ростом степени теплоподвода. При этом максимальная работа цикла реализуется при значении $M_{пр}$ тем больше, чем выше θ . Это оптимальное число

$M_{пр}$, определенное по общему правилу, т. е. при $\frac{dL_t}{dM_{пр}} = 0$ и $\frac{d^2L_t}{dM_{пр}^2} < 0$, равно

$$M_{пр L_t \max} = \sqrt{\frac{2}{k-1} (\sqrt{\theta} - 1)}. \quad (15.1)$$

Необратимые потери энергии при сжатии потока в воздухозаборнике, теплоподводе в камере сгорания и расширении в реактивном сопле уменьшают эффективную работу цикла по сравнению с идеальной и эффективный КПД в действительном цикле по сравнению с термическим КПД тем значительнонее, чем меньше степень повышения температуры цикла θ или больше величина α . Оптимальное число $M_{пр}$, при котором эффективная работа цикла достигает максимальной величины, определяется уравнением

$$M_{пр L_e \max} = \sqrt{\frac{2}{k-1} (\sqrt{e \eta_{с} \eta_{н.с} \eta_{р} \theta} - 1)} =$$

$$= M_{пр L_t \max} \sqrt{\frac{\sqrt{e \theta \eta_{с} \eta_{н.с} \eta_{р}} - 1}{(\sqrt{\theta} - 1) \eta_{с}}}. \quad (15.2)$$

Аналогичен характер изменения η_e в зависимости от чисел $M_{пр}$, так как $\eta_e = L_e / H_u q_r$, т. е. η_e достигает максимального значения при значениях $M_{пр}$, определенных уравнением (15.2).

Располагаемая работа цикла ПВРД реализуется в кинетическую энергию газового потока. Величина этой энергии может быть определена из условия равенства работы цикла приращению кинетической энергии рабочего тела.

Эффективность ПВРД как двигателя оценивается полетным КПД, представляющим собой степень совершенства преобразования прироста кинетической энергии в двигателе в тяговую мощность. В пренебрежении добавки массы из-за введения топлива для всех ВРД $\eta_{п} = \frac{2}{1 + \frac{c_c}{c_{п}}}$. В идеальном цикле при $k = k_r$,

$R_{в} = R_r$ и отсутствии потерь по проточной части ($\sigma_{вх} = \sigma_{н.с} = \sigma_c = 1,0$ или $\eta_{с} = \eta_{н.с} = \eta_{р} = 1$)

$$\frac{c_c}{V_{п}} = \sqrt{\frac{i_{к.с}^* \left(1 - \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} \right)}{i_{н}^* \left(1 - \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} \right)}} = \sqrt{\theta_s} = \sqrt{\frac{\theta_s}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2}},$$

$$\text{откуда } \eta_{пс} = \frac{2}{1 + \sqrt{\theta_s}} = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{\theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2}}}.$$

Но так как $\eta_t = 1 - \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} = \frac{k-1}{2} \frac{M_{пр}^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{пр}^2}$, то общий

КПД идеального ПВРД, характеризующий степень преобразования подведенного тепла в тяговую мощность двигателя, определяется уравнением

$$\eta_o = \eta_{\pi} \eta_t = \frac{P_{уд} s c_{\pi}}{H_u q_T} = \frac{2 \left(\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} (1 + \sqrt{\theta_s})} =$$

$$= \frac{2 \left(\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}} \left(1 + \sqrt{\theta / \pi_{VS}^{\frac{k-1}{k}}} \right)} = \frac{(k-1) M_{\pi}^2}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \right) \left(1 + \sqrt{\frac{\theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2}} \right)}$$

Анализ приведенных уравнений показывает, что при постоянной температуре газа, т. е. при $\theta = \text{const}$, полетный КПД, так же как и термический КПД цикла, зависит от M_{π} , непрерывно увеличиваясь с ростом скорости полета, а при постоянном значении α величина η_o также растет, хотя и в меньшей степени (рис. 15.4). Соответственно такому характеру изменения полетного КПД и росту термического КПД с увеличением M_{π} увеличивается и общий КПД идеального ПВРД тем значительнее, чем меньше степень теплоподвода (выше α и ниже T_r^*) в обоих случаях (при $\alpha = \text{const}$ и при $\theta = \text{const}$).

В действительном цикле из-за необратимых потерь энергии по проточной части относительная скорость истечения

$$\frac{c_c}{V_{\pi}} = \sqrt{2 \frac{Le}{V_{\pi}^2} + 1} = \sqrt{\frac{e \eta_c \eta_{\pi} c \eta_p \theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_c}}$$

уменьшается по сравнению с идеальным циклом и поэтому полетный КПД действительного цикла η_e будет больше η_{as} — полетного КПД идеального цикла.

Вследствие того, что эффективный КПД меньше термического, общий КПД действительного цикла и, следовательно, реального ПВРД будет меньше общего КПД идеального ПВРД (рис. 15.5). В реальном ПВРД увеличение степени теплоподвода, приводящее

к уменьшению полетного КПД из-за роста скорости истечения, вызывает увеличение эффективного КПД.

В зависимости от условий полета решающее влияние на зако-

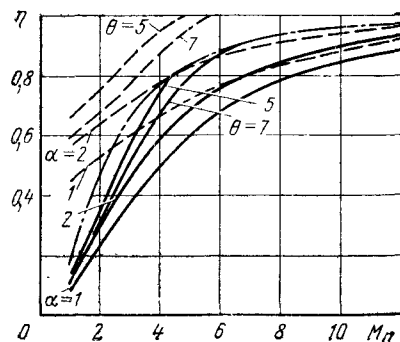


Рис. 15.4. Зависимость общего η_o , полетного η_{π} и термического η_t КПД идеального цикла ПВРД от числа M_{π} и степени теплоподвода $\theta = T_{r, s}^* / T_r$. α — коэффициент избытка воздуха, — η_o ; --- η_{π} ; -.- η_t

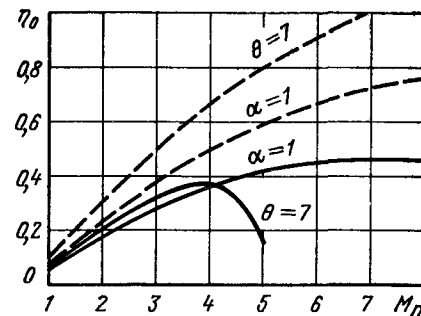


Рис. 15.5. Зависимость общего КПД идеального и действительного циклов ПВРД от числа M_{π} :

— η_{oe} , --- η_{os}

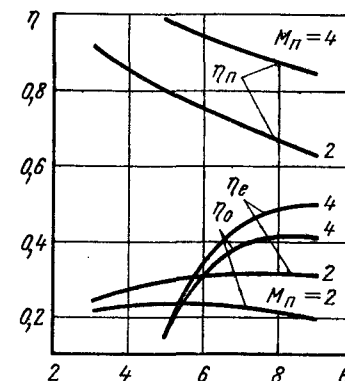


Рис. 15.6. Зависимость полетного η_{π} , эффективного η_e и общего η_o КПД циклов ПВРД от степени подогрева θ

номерность изменения общего КПД с изменением θ или η_r/α будет иметь полетный или эффективный КПД: при умеренных скоростях полета, когда увеличение степени теплоподвода (увеличение θ или η_r/α) приводит к существенному изменению относительной скорости истечения c_c/V_{π} ($\frac{c_c}{V_{\pi}} = \sqrt{\frac{e \eta_c \eta_{\pi} c \eta_p \theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_c}}$ при задании θ или η_r/α), определяющее влияние будет оказывать изменение полетного КПД η_{π} , а при больших скоростях полета, когда относительная скорость полета меняется мало, определяющее значение будет иметь изменение эффективного КПД. Общий КПД реального ПВРД

$$\eta_{oe} = \eta_{\pi} \eta_e = \frac{k-1}{q_T H_u} M_{\pi}^2 \left(\sqrt{\frac{e \eta_c \eta_{\pi} c \eta_p \theta}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_c}} - 1 \right) \text{ или}$$

$$\eta_{oe} = k \frac{R_{\pi}}{c_{p, \text{эф}}} \eta_{\pi} M_{\pi}^2 \frac{\sqrt{e \eta_c \eta_{\pi} c \eta_p \theta / \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \eta_c \right)} - 1}{\theta - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\pi}^2 \right)}$$

Зависимости общего η_{oe} , полетного η_{π} и эффективного η_e КПД от θ приведены на рис. 15.6. Видно, что с увеличением θ полетный КПД падает, эффективный увеличивается, а общий КПД ПВРД имеет максимум при определенном значении степени подогрева θ , величина которой может быть определена по общему правилу, т. е. из условия $\frac{d\eta_{oe}}{d\theta} = 0$ при $\frac{d^2\eta_{oe}}{d\theta^2} > 0$.

15.3. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

При дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета методы расчета процессов сжатия воздуха в воздухозаборнике, сгорания в камере и расширения в реактивном сопле ПВРД практически не отличаются от соответствующих методов расчета ГТД, базирующихся на изложенных в гл. 1 принципах: в первом приближении — расчет при постоянных и характерных для воздуха и газа значениях теплоемкости с использованием газодинамических функций, во втором приближении — расчет при учете изменения теплоемкости рабочего тела от температуры и состава рабочего тела ($q_T = 1/\alpha L_0$).

При составлении методов расчета высокоскоростных ПВРД необходимо учитывать особенности протекания термодинамических процессов в газах в широком диапазоне изменения параметров состояния (давления и температуры), свойственного всем тепловым двигателям, предназначенным для работы в условиях больших сверхзвуковых скоростей полета. При большом диапазоне изменения температур по проточной части и их высоких абсолютных значениях термодинамическое состояние рабочего тела зависит от теплоемкости и состава, меняющихся как вследствие процессов диссоциации и рекомбинации, сопровождающих сжатие и расширение рабочего тела, так и в результате химических реакций между составляющими рабочее тело веществами.

Приведенное на рис. 15.7, а сравнение параметров про-

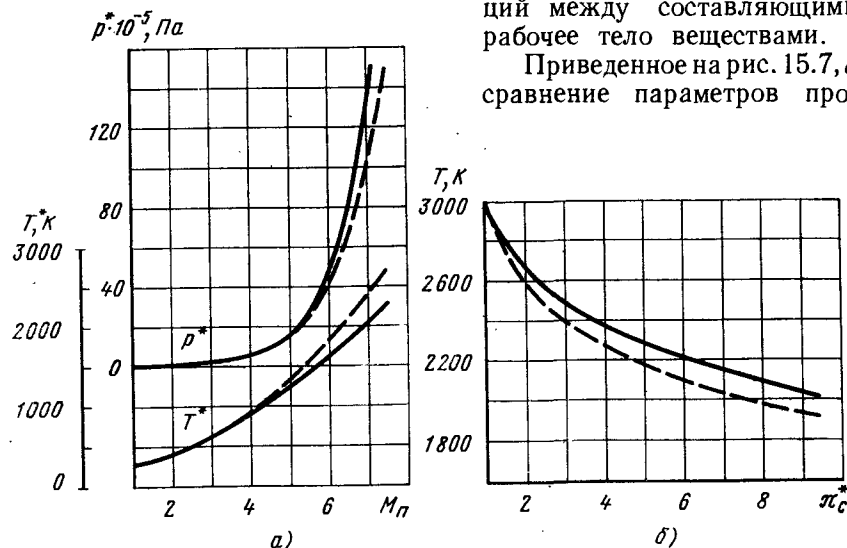


Рис. 15.7. Параметры процессов сжатия и расширения:

— расчет по уравнениям химического равновесия, — — — расчет при $k = \text{const}$; а — зависимость давления и температуры заторможенного потока воздуха на выходе из воздухозаборника от числа M , $k = 1,4$; б — зависимость температуры конца расширения от перепада давления в реактивном сопле π_c^* , топливо — водород + воздух, $\alpha = 0,6$, $k = 1,25$, $H = 25$ км, $p = 1962$ кПа

цесса изэнтропического сжатия воздуха, определенных по уравнениям равновесия, с соответствующими значениями параметров, рассчитанных в предположении неизменности теплоемкости и состава ($k = 1,4$), показывает, что в области $M > 6$ расхождение параметров становится значительным. Из кривых рис. 15.7, б видно также, что при изэнтропическом расширении высокотемпературного рабочего тела температура конца процесса, определенная в предположении постоянства $k = k_{\text{сг}}$ и $p = p_{\text{сг}}$ (так называемого «замороженного» расширения), заметно ниже значений, рассчитанных с использованием уравнений равновесия. Поэтому основная особенность расчета термодинамических процессов в условиях больших чисел M и высоких температур рабочего процесса состоит прежде всего в необходимости учета изменения теплоемкости и химического состава рабочего тела. Для учета этих особенностей расчет процессов сжатия воздуха во входном устройстве, сгорания топливо-воздушной смеси в камере сгорания и расширения продуктов сгорания в реактивном сопле необходимо проводить с использованием уравнений химического равновесия и материального баланса, определяющих состав и теплоемкость рабочего тела при заданном уровне параметров состояния (p и T). Подробно методы расчета параметров рабочего тела с использованием уравнений равновесия и материального баланса приводятся в курсах химической термодинамики, ЖРД и др. (см., например, [6, 10, 13]). Для расчета термодинамических процессов, составляющих циклы прямоточных ВРД, используются основные уравнения газовой динамики (сохранения массы — расходов, количества движения — импульсов и энергии). При этом уравнение сохранения массы при расчете трансформируется в условие материального баланса реагирующих веществ, т. е. в условие равенства массового количества элементов исходного вещества массовому количеству элементов в продуктах реакции.

Методически расчет параметров и основных данных ПВРД с использованием уравнений равновесия и материального баланса сводится к последовательному определению параметров и состава рабочего тела в характерных сечениях тракта на выходе из воздухозаборника, на выходе из камеры сгорания, в критическом и выходном сечениях реактивного сопла по заданным внешним условиям (числам M и высотам H) и выполняется с использованием ЭВМ. Основные уравнения для расчета ПВРД с использованием констант равновесия и условий материального баланса имеют вид [16]

для расчета сжатия:

$$i_p^* = i_{п.в} + 0,5c_v^2 = i_{п.н} + 0,5V_{п.н}^2; \quad S_n = S_v;$$

для расчета сгорания:

$$(G_v + G_t)c_c + p_{\Gamma}F_{\Gamma} = G_v c_v + p_v F_v + G_t c_t + p_t F_t + \\ + \int_{F_v + F_t}^{F_{к.с}} p dF + \int_0^{F_{к.с.6ок}} c_f \rho 0,5c^2 dF_{6ок};$$

или для цилиндрической камеры постоянного сечения в пренебрежении трением

$$\frac{1+q_T}{q_T} c_T + \frac{1}{G_B} p_T F_T = c_B + \frac{1}{G_B} p_B F_B + q_T c_T + \frac{1}{G_B} p_T F_T;$$

$$i_T^* = i_{п.г}^* = \frac{i_{п.гор}^* + v i_{п.ок}^*}{1+v} = \frac{i_B^* + (i_T^* + H_u \eta_T) q_T}{1+q_T} \text{ при } \alpha \geq 1,0$$

$$\text{или } i_T^* = i_{п.т}^* = \frac{i_B^* + i_T^* q_T + H_u \eta_T / L_0}{1+q_T} \text{ при } \alpha < 1,0;$$

для расчета расширения:

$$i_{п.г}^* = i_{п.г} + 0,5 c_T^2 = i_{п.с} + 0,5 c_c^2; \quad S_T^* = S_c.$$

Здесь i_B^* , $i_{п.т}^*$, $i_{п.г}^*$, $i_{п.гор}^*$, $i_{п.ок}^*$, $i_{п.г}$, $i_{п.в}$, $i_{п.н}$, $i_{п.с}$ — полные теплосодержания заторможенного потока воздуха при сжатии, топлива, продуктов сгорания, горючего, окислителя, полные теплосодержания продуктов сгорания воздуха на выходе из воздухозаборника, в атмосфере и продуктов сгорания на выходе из сопла, соответственно; c_T и F_T — осевая скорость и площадь выходного сечения топливной струи, соответственно, c_f — коэффициент трения газового потока о стенку камеры, $F_{бок}$ — площадь боковой поверхности камеры сгорания.

Несовершенство процессов сжатия, сгорания и расширения оценивается соответствующими коэффициентами необратимых потерь энергии при определении параметров ПВРД. Необходимо обратить внимание на то, что расчет параметров рабочего процесса с использованием физических параметров потока (p , T и c) по проточной части, определенных с использованием уравнений равновесия и материального баланса по приведенной схеме, пригоден для расчета ПВРД всех типов, в том числе и ГПВРД, где точный учет изменения параметров и состава газа по проточной части становится необходимым.

15.4. УДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПВРД

К удельным параметрам ПВРД относятся: удельный импульс тяги $J_{уд} = \frac{p}{G_T}$, коэффициент тяги $c_P = \frac{2p}{\rho V_{п}^2 F_{mid}}$ — отношение тяги к единице площади характерного сечения, например, миделя двигателя, к величине скоростного напора и удельная масса $\gamma_P = \frac{M_{пв}}{P}$. Наряду с этими параметрами, иногда, подобно ТРД, тяговые характеристики оцениваются величиной удельной тяги $P_{уд} = \frac{P}{G_B}$, а экономичность — величиной удельного расхода топлива $c_{уд} = 3600 \frac{G_T}{P}$. В зависимости от того,

каким образом определяется тяга двигателя (с учетом внешнего сопротивления аппарата, воздухозаборника и сопла или без учета внешнего сопротивления), различают эффективные и внутренние удельные параметры и основные данные. Вследствие того, что в общем случае ПВРД могут устанавливаться на аппарате в изолированной gondole, или входить в состав силовой установки, органически связанной с аппаратом, в дальнейшем будем рассматривать только внутренние удельные параметры и основные данные ПВРД.

Расчет параметров рабочего процесса дозвуковых ПВРД и СПВРД для аппаратов с максимальной скоростью полета, не превышающей значений, соответствующих числам $M_{п max} = 3 \dots 4$, можно проводить на базе изложенных ранее принципов, основанных на предположении сохранения неизменными состава воздуха при сжатии в воздухозаборнике и постоянстве состава газа при расширении в реактивном сопле. При использовании определенных на основе точного расчета значений теплоемкости и состава рабочего тела уравнения для удельных параметров могут быть применены для оценки тенденции изменения параметров ПВРД и при числах $M_{п} > 4,0$.

Имея в виду приведенные соображения, проведем анализ влияния основных параметров рабочего процесса на удельные параметры ПВРД. Выражая значения c_c и $V_{п}$ через отношение давлений в сопле и величину физического теплосодержания на выходе из камеры сгорания i_c^* (для определения c_c) и в заторможенном потоке воздуха i_n^* (для определения $V_{п}$), получаем

$$c_c = \sqrt{2 i_c^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_c^*} \right)^{\frac{k_T-1}{k_T}} \right]},$$

а

$$V_{п} = \sqrt{2 i_n^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_n^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}.$$

Подставляя значения c_c и $V_{п}$ в уравнение для определения удельной тяги при полном расширении, находим:

$$P_{уд} = \frac{P}{G_B} = (1+q_T) c_c - V_{п} = V_{п} \left[(1+q_T) \sqrt{\theta_1^*} \times \right. \\ \left. \times \sqrt{\frac{k_T}{k_T-1} \frac{k-1}{k} \frac{1-a\tau(\lambda_n)_T}{1-\tau(\lambda_n)_B}} - 1 \right], \quad (15.3)$$

$$\text{где } a = \frac{1}{\frac{k_T-1}{(\sigma_{вх} \sigma_{н.с} \sigma_c)^{k_T}}};$$

$\tau(\lambda_n)_r = \left(\frac{\rho_n}{\rho_n^*}\right)^{\frac{k_r-1}{k_r}}$; $\tau(\lambda_n)_b = \left(\frac{\rho_n}{\rho_n^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}$ — газодинамические функции приведенной скорости набегающего потока по k_r и по k , соответственно.

Обозначая $\frac{k_r}{k_r-1} \frac{k-1}{k} \frac{1-\alpha\tau(\lambda_n)_r}{1-\tau(\lambda_n)_b} = \psi$ и подставляя это значение в уравнение (15.3), получаем окончательное выражение для определения тяги $P_{уд}$.

$$P_{уд} = V_n [(1 + q_T) \psi \sqrt{\theta_1^* - 1}]. \quad (15.4)$$

Удельный импульс ПВРД

$$J_{уд} = \frac{P}{G_T} = \frac{P_{уд}}{q_T} \frac{V_n}{q_T} = [(1 + q_T) \psi \sqrt{\theta_1^* - 1}]. \quad (15.5)$$

Коэффициент тяги, отнесенной к площади миделя двигателя:

$$c_{PF \text{ mid}} = \frac{2P_{уд}G_b}{\rho_n V_n^2 F_{\text{mid}}} = 2 \frac{P_{уд}}{V_n} \varphi_1 = 2\varphi_1 [(1 + q_T) \psi \sqrt{\theta_1^* - 1}], \quad (15.6)$$

где $\varphi_1 = F_n/F_{\text{mid}}$.

Удельная масса двигателя

$$\gamma_P = \frac{M_{дв}}{P} = \frac{2M_{дв}}{c_{PF \text{ mid}} \rho_n V_n^2 F_{\text{mid}}} = \frac{M_F}{2q [(1 + q_T) \psi \sqrt{\theta_1^* - 1}]}, \quad (15.7)$$

где $M_{дв}/F_n = M_F$ — лобовая масса двигателя, $q = \frac{\rho_n c_p^2}{2}$ — скоростной напор.

Из рассмотрения приведенных уравнений нетрудно видеть, что между удельными параметрами существует взаимосвязь. Так, совместное решение уравнений (15.5) и (15.6) позволяет установить однозначную зависимость между удельным импульсом и коэффициентом тяги $J_{уд} = \frac{V_n c_{PF \text{ mid}}}{2\varphi_1 q_T}$. Решение уравнений (15.5) и (15.7) устанавливает взаимосвязь удельной массы и коэффициента тяги; $\gamma_P = M_F \varphi_1 / q c_{PF \text{ mid}}$.

Из уравнений (15.4)–(15.7) видно, что все удельные параметры ПВРД (удельная тяга, удельный импульс, удельный расход топлива и удельная масса) зависят от комплекса $(1 + q_T) \psi \sqrt{\theta_1^*}$, определяемого приращением работоспособности газа¹, характе-

¹ Анализ удельных параметров ПВРД целесообразно проводить, используя в качестве меры работоспособности газа при теплоподводе параметр $\theta_1^* = \frac{R_r T_r^*}{R_b T_n^*}$, так как в отличие от применявшегося ранее параметра $\theta^* = \frac{T_r^*}{T_n^*}$ он позволяет учитывать изменение физических свойств газа, что особенно важно при работе ПВРД на форсированных режимах при $\alpha < 1,0$ и использовании в качестве топлива двухкомпонентной смеси горючего и окислителя.

ризуемой отношением $\theta_1^* = \frac{R_r T_r^*}{R_b T_n^*}$, связанной с величиной q_T , режимом полета и уровнем потерь энергии по проточной части. При заданных типе топлива, степени теплоподвода и режиме полета удельный импульс (удельный расход топлива) и коэффициент тяги определяются исключительно уровнем потерь давления по тракту, а удельная масса двигателя зависит от его лобовой массы. Степень теплоподвода θ_1^* в общем случае не может рассматриваться как независимый параметр, так как она изменяется с изменением скорости полета, даже если суммарный коэффициент избытка воздуха остается неизменным.

Действительно, из уравнения энергии при использовании в качестве топлива ПВРД только горючего, можно получить следующее уравнение для определения θ_1^* :

$$\theta_1^* = \frac{\alpha L_o}{1 + \alpha L_o} \frac{k}{k-1} \frac{k_r-1}{k_r} \left(1 + \frac{i_{гор}^* + H_{u \text{ гор}} \eta_r}{\alpha L_o i_n^*}\right) \text{ при } \alpha > 1, 0;$$

$$\theta_1^* = \frac{\alpha L_o}{1 + \alpha L_o} \frac{k}{k-1} \frac{k_r-1}{k_r} \left(1 + \frac{i_{гор}^* + \alpha H_{u \text{ гор}} \eta_r}{\alpha L_o i_n^*}\right) \text{ при } \alpha < 1, 0.$$

Если пренебречь добавкой массы топлива по сравнению с массой воздуха и разницей в теплоемкостях продуктов сгорания и воздуха, то параметр θ_1^* приближенно характеризует степень подогрева

$$\theta_1^* = \theta^* = \frac{T_r^*}{T_n^*} = 1 + \frac{\Delta T^*}{T_n^*},$$

$$a \quad \theta = \frac{T_r^*}{T_n} = \left(1 + \frac{\Delta T^*}{T_n^*}\right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2\right).$$

С увеличением чисел M_n степень теплоподвода непрерывно уменьшается, как при $\alpha = \text{const}$, так и, в особенности, при $\theta = \text{const}$, так как при постоянном значении T_r^* с увеличением скорости полета увеличивается температура воздуха на входе, что определяет более интенсивное уменьшение степени теплоподвода вплоть до его полного прекращения при $T_n^* = T_r^*$.

Наряду с θ_1^* удельные параметры ПВРД зависят от коэффициента $\psi = \psi' \sqrt{\frac{k_r}{k_r-1} \frac{k-1}{k}}$, где $\psi' = \sqrt{\frac{1-\alpha\tau(\lambda_n)_r}{1-\tau(\lambda_n)_b}}$, определяемого уровнем потерь по тракту. Напомним, что величина $a = 1/\sigma_{\text{тр}}^{\frac{k_r-1}{k_r}} = 1/(\sigma_{\text{вх}} \sigma_{\text{к.с}} \sigma_{\text{с}})^{\frac{k_r-1}{k_r}}$ зависит от потерь полного давления рабочего тела.

Для рабочих диапазонов значений приведенной скорости воздуха на входе в камеру ($\lambda_x = 0,05 \dots 0,2$) и $\eta_r/\alpha = 0,25 \dots 0,95$, т. е. при коэффициенте полного давления камеры СПВРД $\sigma_{\text{к.с}} = 0,92 \dots 0,96$ при оптимально подобранных для расчетного

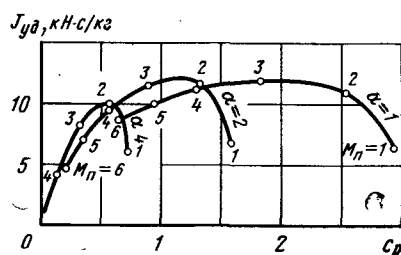


Рис. 15.8. Удельные параметры ПВРД. Топливо — керосин, $H_u = 42\,900$ кДж/кг

эфициента тяги при $\phi_1 = 1,0$ и $F_{вх}/F_{mid} = \text{const}$ при различных числах $M_{п}$, α и θ на рис. 15.8. Видно, что при фиксированных значениях $M_{п}$ удельные параметры ПВРД достигают оптимальных значений при определенных режимах ПВРД, зависящих от уровня потерь энергии по проточной части. В частности, оптимальное по удельному импульсу значение коэффициента избытка воздуха α в зависимости от ψ может быть определено из уравнения

$$\alpha_{J_{уд}} = \frac{H_u \eta_{гг}}{2} \frac{\psi_1^2}{1 - \psi_1^2 + \sqrt{1 - \psi_1^2}} - B,$$

где

$$B = \frac{1 + \sqrt{1 + \psi_1^2}}{2(1 - \psi_1^2 + \sqrt{1 - \psi_1^2})}, \quad \psi_1 = \psi \frac{k_r - 1}{k - 1} \frac{k}{k_r}.$$

Соответствующий этой сетке характер изменения удельных параметров по числу $M_{п}$ для фиксированных режимов работы приведен на рис. 15.9. Видно, что как при постоянной степени теплоподвода ($\alpha = \text{const}$), так и при неизменной температуре подогрева ($\theta = \text{const}$) удельные импульс и тяга достигают максимальных значений при определенных числах $M_{п}$, зависящих от исходных значений α (или θ): чем больше степень теплоподвода (меньше α или $\eta_{гг}/\alpha$ или выше θ), тем при большем числе $M_{п}$ реализуются $J_{уд \text{ max}}$ и $P_{уд \text{ max}}$. Подобный характер изменения $J_{уд \text{ max}}$ и $P_{уд \text{ max}}$ объясняется отмеченным выше характером изменения полетного и эффективного КПД процесса, определяющим протекание общего КПД ПВРД: при умеренных числах $M_{п}$, когда определяющее значение имеет полетный КПД, $J_{уд}$ и $P_{уд}$ увеличиваются с ростом α , а при больших значениях $M_{п}$ ($M_{п} > 4 \dots 5$), когда определяющую роль оказывает величина $\eta_{гг}$, $J_{уд}$ и $P_{уд}$ растут с уменьшением α и, поэтому, например, экстремальные значения α при $M_{п} \geq 6,0$ достигаются при α , близких к единице, уменьшаясь с увеличением $M_{п}$. Коэффициент тяги из-за уменьшения степени теплоподвода как при $\alpha = \text{const}$, так и, в особенности, из-за роста степени подогрева воздуха при торможении с увеличением скорости полета при $\theta = \text{const}$, непрерывно уменьшается с ростом $M_{п}$ и увеличивается с уменьшением α или увеличением θ . При неизменных $M_{п}$ и коэффициенте избытка воздуха удельные

режима сечениях тракта СПВРД, т. е. при регулировании воздухозаборника, обеспечивающего типичный закон изменения $\sigma_{вх \text{ max}} = \sigma(M_{п})$, и реактивного сопла, величина ψ несколько возрастает с увеличением скорости полета.

Удельные параметры ПВРД при постоянной высоте полета представлены в виде сетки значений удельного импульса и ко-

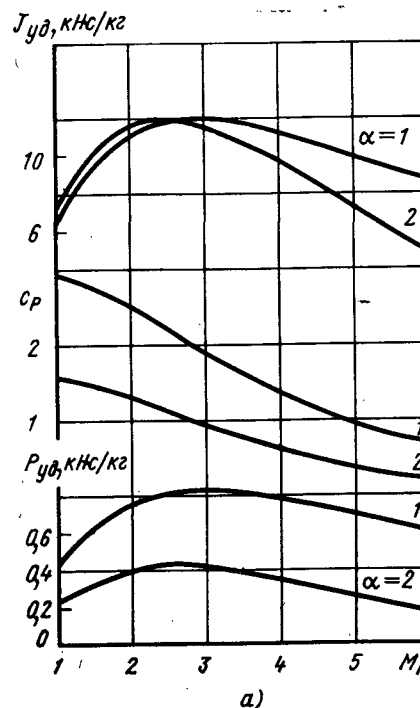


Рис. 15.9. Зависимость удельных параметров ПВРД от числа $M_{п}$: а — $\alpha = \text{const}$; б — $\theta = \text{const}$

параметры ПВРД при изменении высоты полета будут зависеть только от степени подогрева, однозначно определяемой на рис. 8.2 закономерностью изменения $T_{гг}$ по высоте полета. В соответствии с этим удельные импульс $J_{уд}$ и тяга $P_{уд}$ с увеличением высоты полета при $M_{п} = \text{const}$ и $\alpha = \text{const}$ увеличиваются из-за роста степени подогрева при уменьшении $T_{гг}$ до высоты 11 км, остаются неизменными при $H = 11 \dots 20$ км и уменьшаются при дальнейшем увеличении высоты по той же причине. Аналогичный, но еще более резко выраженный характер имеет закономерность увеличения коэффициента тяги c_p в диапазоне высот $H = 0 \dots 11$ км и падения c_p на высотах более 20 км.

Необходимо подчеркнуть, что при постоянном значении θ (неизменной температуре газа перед турбиной) увеличение $J_{уд}$, $P_{уд}$ и c_p в диапазоне $H = 0 \dots 11$ км и ухудшение удельных параметров на высотах, больших 20 км, проявляется еще более существенно, чем при $\alpha = \text{const}$ из-за более значительного изменения степени подогрева вследствие увеличения α с уменьшением $T_{гг}$.

$$\alpha = \frac{H_u \eta_{гг}}{c_p c_p} \frac{1}{T_{гг}} \frac{1}{\theta - \tau(M)} \frac{1}{L_0}.$$

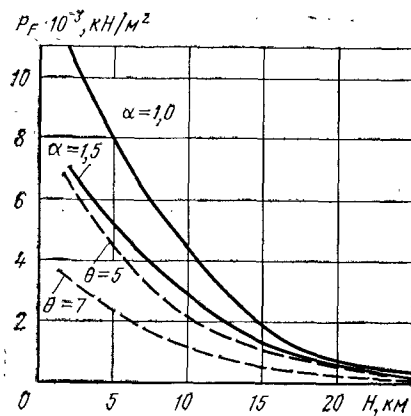


Рис. 15.10. Зависимость лобовой тяги ПВРД от высоты полета H . $M_n = 4$, топливо — керосин

15.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПВРД

Характеристики прямооточного ВРД представляют собой зависимости основных данных двигателя (в первую очередь, тяги и удельного импульса) от режима полета (M_n и H) и параметров топливо-воздушной смеси (типа топлива, коэффициента избытка воздуха α и др.). В общем случае в зависимости от требований, предъявляемых к аппарату, характеристики ПВРД так же, как и других ВРД, принято рассматривать при различных способах регулирования: законах регулирования по M и H и программе дросселирования в заданных условиях полета. В качестве регулирующих факторов, определяющих режим работы ПВРД при изменении внешних условий (M_n и H), могут быть использованы либо коэффициент избытка воздуха α , либо величина θ (T_r^*), определяющие закон изменения расхода топлива G_T при неизменных значениях площади сечения проточной части, либо площади сечений проточной части, либо коэффициент избытка окислителя при условии применения в качестве топлива ПВРД двухкомпонентного ракетного топлива, либо α_{Σ} и $\alpha_{\text{шт}}$ и т. п. Напомним, что число параметров должно соответствовать числу степеней свободы, определяемых возможностями регулирования площадей проходных сечений входного устройства и реактивного сопла ПВРД.

Расчетный режим работы ПВРД

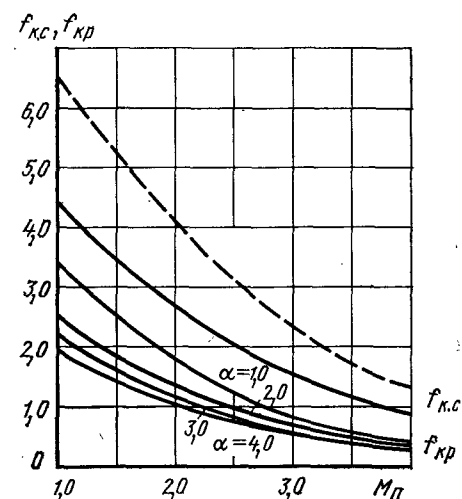
Закономерности изменения удельных параметров ПВРД в зависимости от высоты и скорости полета определяются возможностями регулирования геометрических параметров

Действительно, при $\theta = \text{const}$, $M = \text{const}$ и $H_n = \text{const}$ $\alpha \sim 1/T_n$ увеличивается с уменьшением T_n .

Закономерность изменения лобовой тяги, отнесенной к площади входа в двигатель в зависимости от условий полета (высоты H , км) при различных значениях степени теплоподвода (α и θ) приведена на рис. 15.10. Видно, что с увеличением H лобовая тяга падает тем значительнее, чем меньше α и больше θ .

С увеличением высоты полета из-за снижения ρ_n удельная масса непрерывно увеличивается.

Рис. 15.11. Зависимости потребных значений относительной площади камеры сгорания $f_{k.c} = F_{k.c}/F_n$ и площади критического сечения реактивного сопла $f_{kr} = F_{kr}/F_n$ от числа M_n , $\sigma_{k.c} = 0,95$, $k = 1,4$, $k_r = 1,3$. Топливо — керосин, — — — $\lambda_b = 0,1$; — $\lambda_b = 0,15$



и степени теплоподвода с изменением условий полета для реализации заданных характеристик элементов двигателя. Потребные относительные геометрические размеры площадей поперечного сечения двигателя на расчетном режиме могут быть определены из уравнения расхода, связывающего различные сечения проточной части.

1. Относительная площадь камеры сгорания определяется из уравнения расхода, связывающего сечение невозмущенного потока воздуха и площадь камеры сгорания $\rho_n q(\lambda_n) F_n = \rho_n^* \sigma_{вх} F_{k.c} q(\lambda_b)$, откуда

$$f_{k.c} = \frac{F_{k.c}}{F_n} = \frac{q(\lambda_n)}{\sigma_{вх}} \frac{1}{q(\lambda_b)}, \quad (15.8)$$

где $\sigma_{вх} = \sigma_{вх}(M_n)$ определяется по характеристике воздухозаборника, а λ_b задается из условия: $\lambda_b \leq \lambda_{b \max} \approx 0,2$ в рабочем диапазоне чисел M_n . Видно, что потребное значение относительной площади камеры сгорания $f_{k.c}$ определяется числом M_n и заданной величиной λ_b . Соответствующие значения $f_{k.c}$ при двух значениях λ_b (0,1 и 0,15) приведены на рис. 15.11. С увеличением чисел M_n потребная площадь камеры сгорания при фиксированной величине λ_b уменьшается из-за увеличения плотности тока воздуха на входе в камеру сгорания при типичной закономерности изменения потерь полного давления при сжатии воздуха на входе.

2. Относительная площадь критического сечения реактивного сопла, приведенная на том же рис. 15.11 в виде зависимости $f_{kr} = f(M_n)$, выражается уравнением

$$f_{kr} = \frac{F_{kr}}{F_n} = (1 + q_T) \frac{q(\lambda_n)}{\sigma_{вх} \sigma_{k.c}} \frac{m_{кр.в}}{m_{кр.г}} \sqrt{\theta_1^*} = \frac{q(\lambda_b)}{\sigma_{k.c}} \frac{m_{кр.в}}{m_{кр.г}} \sqrt{\theta_1^*}. \quad (15.9)$$

Видно, что при постоянных значениях λ_b и $\sigma_{k.c}$ потребное значение относительной площади критического сечения реактивного сопла с ростом числа M_n уменьшается еще в большей степени,

чем относительная площадь камеры сгорания $f_{к.с}$ из-за уменьшения степени подогрева θ^* как при $\alpha = \text{const}$, так и, в особенности, при $\theta (T_r^*) = \text{const}$.

3. Относительная площадь реактивного сопла

$$f_c = \frac{F_c}{F_H} = (1 + q_T) \frac{q(\lambda_H)}{\sigma_{вх} \sigma_{к.с}} \frac{1}{\sigma_{сг} q(\lambda_c)} \frac{m_{кр.в}}{m_{кр.г}} \sqrt{\theta_1^*} = f_{кр}/\sigma_{сг} q(\lambda_c). \quad (15.10)^1$$

Так как с увеличением чисел M_H приведенный расход воздуха через выходное сечение сопла $q(\lambda_c)$ уменьшается из-за роста $\pi_c = \frac{1}{\pi(\lambda_c)} = \pi_{VS} \sigma_{TP}$, то потребная площадь среза реактивного сопла при $M_H > 4,0$ растёт. Заметим, что уравнения (15.9) и (15.10) определяются из уравнений расхода, связывающих сечения невозмущенного потока воздуха и соответствующие сечения тракта ($F_{кр}$, $F_{к.с}$ и F_r).

4. Потребная относительная площадь «горла» воздухозаборника, как уже отмечалось (гл. 3), с ростом чисел M_H уменьшается из-за увеличения комплекса $\sigma_{вх}/q(\lambda_H)$, так как $f_r = F_r/F_H = q(\lambda_H)/\sigma_{вх}$, где $\sigma_{вх}$ — коэффициент полного давления при сжатии от M_H до $M_r = 1,0$. Таким образом, потребные площади поперечных сечений элементов ПВРД в основном уменьшаются с увеличением чисел M_H . Располагаемые же площади этих сечений тракта зависят от возможностей регулирования отдельных элементов двигателя и принятой закономерности изменения степени теплоподвода. Неизменными при всех законах регулирования площадей сечений и степени теплоподвода предполагаются геометрические размеры камеры сгорания.

Законы регулирования и высотно-скоростные характеристики

Скоростные характеристики

Они представляют собой зависимости тяги и удельного импульса двигателя от скорости (или числа M_H) при заданных высоте полета и законе регулирования двигателя.

Для анализа закономерностей изменения параметров и характеристик двигателя при различных законах регулирования необходимо установить взаимосвязь параметров рабочего процесса ПВРД с расходными характеристиками тракта ПВРД (см. рис. 15.1).

Из уравнения расхода, записанного через сечения на входе и в критическом сечении реактивного сопла, $G_{кр} = G_H (1 + q_T)$.

¹ Предполагается, что $\sigma_c \approx \sigma_{сверхзв. часть сопла}$.

Из уравнения теплового баланса камеры сгорания $c_{pв} T_H^* (\theta_1^* - 1) \cong q_T H_u \eta_r$. Совместное решение этих уравнений приводит к уравнению для определения коэффициента расхода воздуха через двигатель

$$\Phi_H = \frac{\bar{\sigma}_{вх}}{q(\lambda_H)} \frac{1}{\sqrt{\theta_1^* (1 + q_T)}} f_{кр} f_{к.с} A, \quad (15.11)$$

где $\Phi_H = F_H/F_{H.p}$; $f_{кр} = F_{кр}/F_{к.с}$; $f_{к.с} = F_{к.с}/F_{вх}$; $f = f/f_p$; $\bar{\sigma} = \sigma/\sigma_p$; $1 + q_T = (1 + q_T)/(1 + q_{TP})$; $A = \bar{\sigma}_{к.с} \bar{\sigma}_{с.дозвук}$; индекс p относится к расчетным условиям.

Очевидно, что при заданных характеристиках воздухозаборника $\sigma_{вх} = \sigma_{вх \max} = \sigma_{вх} (M_H)$ и степени теплоподвода $\theta_1^* (M_H)$, обычно определяемой условием $\alpha = \text{const}$ или $\theta = \text{const}$, заданный закон изменения $\Phi_H = \Phi_H (M_H)_{H=\text{const}}$ может быть реализован путем изменения значений $f_{кр}$, $f_{к.с}$ и A . Для идеального ПВРД $\Phi_H = 1,0 = \text{invar} (M_H)$ при $\sigma_{вх} = 1,0$, $A = 1,0$ и оптимизации $f_{кр}$ и $f_{к.с}$.

На примере идеального ПВРД можно наиболее отчетливо проследить основные тенденции изменения тяги и удельного импульса от скорости полета. Представляя тягу ПВРД в виде суммы тяг, создаваемых воздухом, к которому подводится тепло, и подогретым топливом так, как это было сделано ранее при анализе удельных параметров, получаем: $P = G_{в} P_{уд} = G_{в} P_{уд.в} + G_{т} P_{уд.т}$. При полете на постоянной высоте в условиях, когда площадь сечения струи набегающего воздушного потока F_H остается неизменной (при $\Phi = 1,0$), в пренебрежении влиянием добавки топлива на увеличение $J_{уд}$ и P_F , т. е. при $q_T = 0$, расход воздуха пропорционален числу M_H , а так как удельная тяга, как было показано выше, при дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях полета пропорциональна M_H , то абсолютная тяга двигателя $P = G_{в} P_{уд} \sim M_H^2$. При больших сверхзвуковых скоростях полета на постоянной высоте $P_{уд} \sim 1/M_H$, а $P = G_{в} P_{уд} \approx 1,0$. Это означает, что в первом приближении тяга идеального ПВРД

а дозвуковых режимах возрастает примерно пропорционально M_H^2 , а в сверхзвуковых ПВРД тяга двигателя, начиная с $M_H' = 2,5 \dots 3,0$, мало меняется с изменением скорости полета. Аналогичные выводы получаются и при рассмотрении изменения тяговых характеристик ПВРД, регулируемых по закону $T_r^* = \text{const}$, так как основные закономерности влияния числа M_H на характер изменения удельной тяги, как это было показано выше, сохраняются и в этом случае; однако из-за более интенсивного падения удельной тяги в области больших чисел M_H даже в идеальном ПВРД абсолютная тяга, начиная с определенных чисел M_H , будет уменьшаться.

Качественно иллюстрируют эти соображения приведенные на рис. 15.12 характеристики идеальных ПВРД, рассчитанные в диапазоне чисел M_H от 0,8 до 5,0 при различных значениях температуры в камере сгорания T_r^* . Характеристики рассчитаны

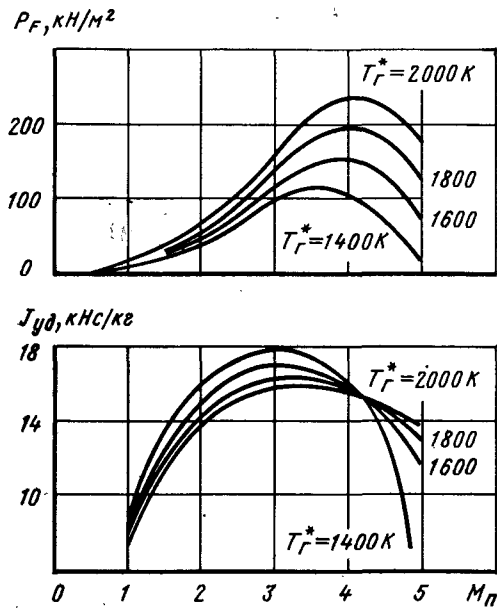


Рис. 15.12. Зависимость лобовой тяги P_F и удельного импульса $J_{уд}$ от числа M_n идеального ПВРД. Топливо — керосин

В соответствии с этими соображениями реальные характеристики будут отличаться от характеристик идеального ПВРД во всем диапазоне чисел M_n для всех законов регулирования.

1. Регулирование поддержанием степени теплоподвода в ПВРД с нерегулируемыми сечениями проточной части: $\theta_i^* = \text{const}$ ($\alpha = \text{const}$ или $\theta = \text{const}$), $f_r = \text{const}$, $l_{вх} = \text{const}$, $f'_{кр} = \text{const}$, $f'_{к.с} = \text{const}$. Характер изменения и численные величины отличия реального нерегулируемого ПВРД от идеального будут зависеть от расчетного числа M_n , при котором реализуется коэффициент расхода $\varphi = 1,0$ и потребные расчетные значения $f'_{кр} = f'_{кр.р}$, $f'_{к.с} = f_{к.с.р}$, $l_{вх} = l_{вх.р}$. Для ПВРД с нерегулируемыми сечениями тракта уравнение (15.11) приобретает вид

$$\varphi_n = \frac{\bar{\sigma}_{вх}}{q(\lambda_n)} \frac{1}{\sqrt{\theta_i^*}} A.$$

В диапазоне чисел M_n от $M_{нр}$ до $M_{н \min}$ с уменьшением M_n для поддержания постоянной степени теплоподвода необходимо уменьшать расход воздуха через двигатель по сравнению с расчетным режимом и поэтому $\varphi < 1,0$, а потери полного давления также увеличиваются из-за необходимости уменьшать степень подогрева $\Delta T_r^* = T_r^* - T_n^*$ или $\theta = T_r^*/T_n^*$ с уменьшением ско-

при $k_v = k_r$ в пренебрежении влиянием добавки топлива на $J_{уд}$ и P_F .

Для реальных ПВРД скоростные характеристики будут существенно отличаться от приведенных из-за ухудшения характеристик воздухозаборника (уменьшения $\sigma_{вх}$ и φ) вследствие изменения пропускной способности элементов по сравнению с потребными значениями и использования действительных КПД элементов, ухудшения характеристик реактивного сопла, главным образом, из-за нерасчетности режима расширения, и уменьшения степени теплоподвода θ_i^* из-за необходимости предотвращения «запирания» тракта ПВРД.

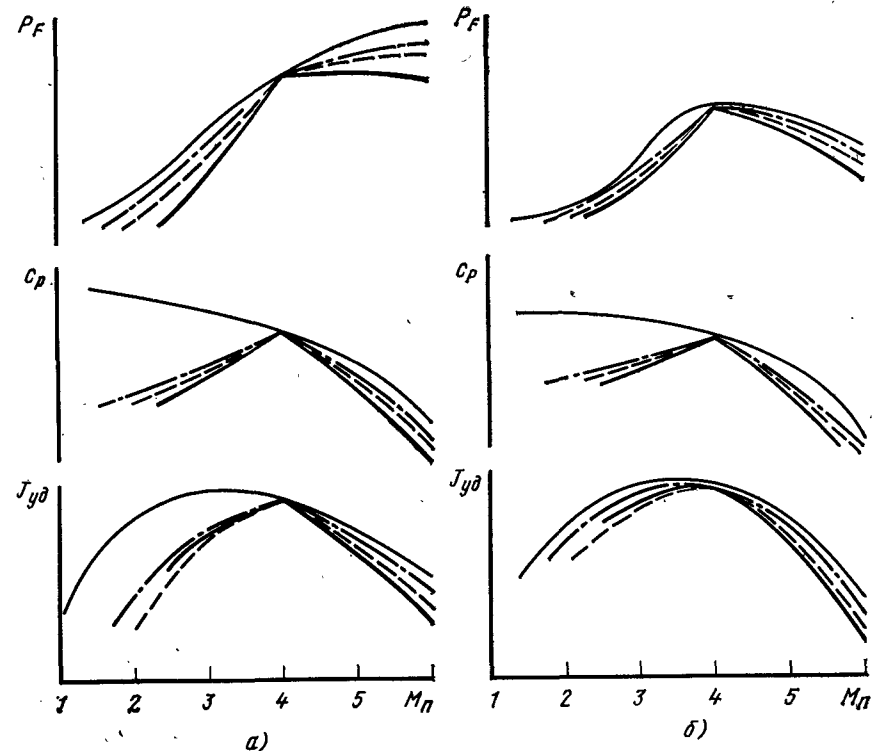


Рис. 15.13. Характер изменения лобовой тяги P_F , коэффициента тяги c_p и удельного импульса ПВРД по числу M_n при различных законах регулирования. — идеальный ПВРД, — — — регулирование сечений воздухозаборника и сопла, — — — регулирование сечений сопла, жирная линия — нерегулируемый ПВРД:

а — $\alpha = \text{const}$, б — $\theta = \text{const}$

рости полета из-за снижения T_n для поддержания $(1 + q_r) \sqrt{\theta_i^*} = \text{const}$. Все эти факторы (снижение φ_n , $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c) приводят к уменьшению коэффициента тяги и лобовой тяги при $M_{н \min} < M_n < M_{н.р}$. При $M_n > M_{н.р}$ величина $\varphi_n = 1,0$, а $\sigma_{вх}$ при постоянной величине $(1 + q_r) \sqrt{\theta_i^*}$ будет уменьшаться пропорционально уменьшению $q(\lambda_n)$ по сравнению с $q(\lambda_{н.р})$. При ограничении максимального значения температуры газа в камере предельной величиной, определяемой условиями жаропрочности, в области $M_{н.р} < M_n < M_{н \max}$ комплекс $(1 + q_r) \sqrt{\theta_i^*}$ будет уменьшаться, что неизменно приведет к падению полного давления по проточной части, так как $\sigma_{к.с.с.двзвук} = \frac{(1 + q_r) \sqrt{\theta_i^*}}{(1 + q_r)_p \sqrt{\theta_{ip}^*}} < 1, 0$. Вместе с тем

в этой области из-за недорасширения и других органических потерь в реактивном сопле \bar{P}_c не только меньше единицы, но

и меньше \bar{P}_c расч. Поэтому и в области $M_{п.р} < M_{п} < M_{п.мах} c_p$ и P_F реального ПВРД будут ниже, чем у идеального ПВРД (рис. 15.13). При сохранении $\theta = \text{const}$ из-за более значительного уменьшения величины $\theta_1^* = R_T T_T^* / R_B T_B^*$ с ростом числа $M_{п}$ при $M_{п.мах} < M_{п} < M_{п.р}$ уменьшение c_p и P_F по сравнению с идеальным ПВРД будет менее значительным, а при $M_{п.р} < M_{п} < M_{п.мах}$ более существенным (рис. 15.13, а).

Одновременно с уменьшением P_F и c_p по сравнению с соответствующими значениями $P_{F.мах}$ и $c_{p.мах}$ в области $M_{п} < M_{п.р}$ из-за уменьшения $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c при неизменном значении α уменьшается удельный импульс двигателя $J_{уд}$.

При $M_{п} = M_{п.р}$ значения $P_{F.р}$, $c_{p.р}$ и $J_{уд.р}$ также будут несколько ниже, чем $P_{F.мах}$, $c_{p.мах}$ и $J_{уд.мах}$, соответственно, из-за отличия реальных значений $\sigma_{вх}$, \bar{P}_c и других от единицы, но будут совпадать со значениями P_F , c_p и $J_{уд}$ ПВРД с регулируемым сечением по проточной части. При $M_{п} > M_{п.р}$ величина $\varphi_n = 1,0$, однако $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c будут тем значительнее отличаться от единицы, чем выше число $M_{п}$, и поэтому значения P_F , c_p и $J_{уд}$ также будут ниже соответствующих значений $P_{F.мах}$, $c_{p.мах}$ и $J_{уд.мах}$, причем это различие будет увеличиваться с ростом чисел $M_{п}$.

Закономерности изменения φ_n , $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c , соответствующие рассматриваемому способу регулирования, приведены на рис. 15.14. Характер изменения P_F и c_p при постоянной температуре подогрева ($\theta = T_T^* / T_B^* = \text{const}$) аналогичен приведенным закономерностям изменения этих параметров при $\alpha = \text{const}$. Однако закономерность изменения удельного импульса по числу $M_{п}$ будет отличаться. При постоянном значении θ (T_T^* на заданной высоте) α будет увеличиваться с ростом скорости полета и поэтому при каком-то значении $M_{п} = M_{п.уд.мах}$ реализуется такое α , при котором удельный импульс будет достигать максимальной величины. Поэтому в зависимости от выбранной величины $M_{п.р}$ и θ при $\theta (T_T^*) = \text{const}$ $J_{уд.мах}$ будет реализовываться при различных значениях $M_{п.р}$.

2. Регулирование СПВРД поддержанием степени теплоподвода и изменением площади проходных сечений реактивного сопла: $\theta_1^* = \text{const}$ ($\alpha = \text{const}$) или $\theta = \text{const}$, $f_{кр} = \text{var}$, $f_c = \text{var}$, $f_T = \text{const}$, $l_{вх} = \text{const}$, $f'_{к.с} = \text{const}$. В этом случае уравнение (15.11) принимает вид

$$\varphi_n = \frac{\bar{\sigma}_{вх} f'_{кр}}{q(\lambda_n) V \theta_1^*} A.$$

Регулирование площади критического сечения реактивного сопла при этом при отсутствии ограничений по диапазону его регулирования позволило бы сохранить минимальный приведенный расход воздуха, т. е. $\varphi_n = 1,0$ во всем диапазоне чисел $M_{п}$.

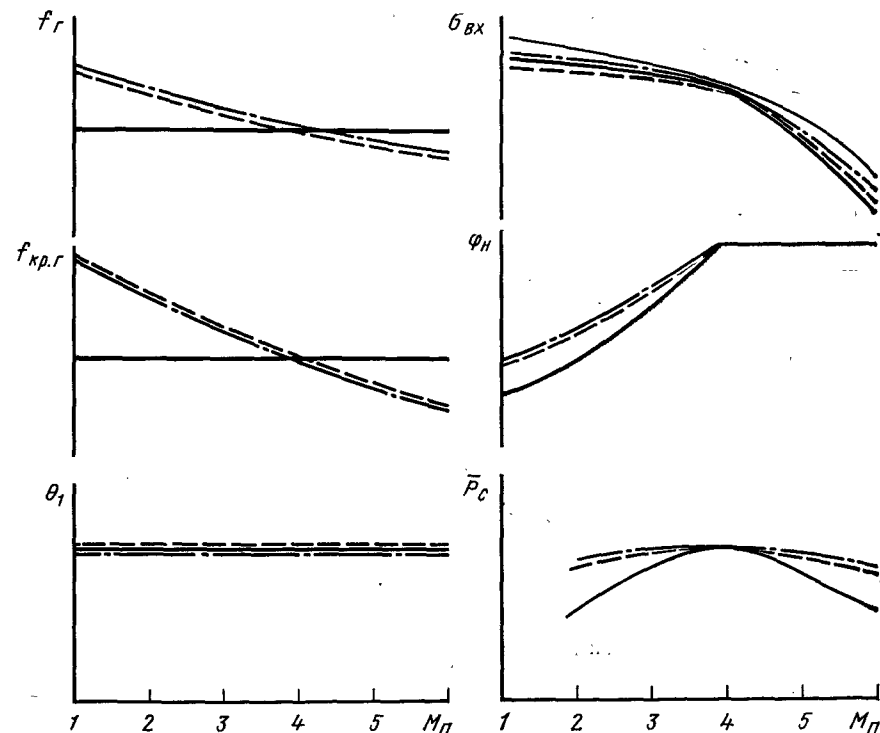


Рис. 15.14. Закономерности изменения управляющих параметров регулирования ПВРД (f_T , $f_{кр}$, θ_1) и коэффициентов φ_n , $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c при различных законах регулирования. $\alpha = \text{const}$. Обозначения те же, что и на рис. 15.13.

Но так как φ_n зависит от приведенной скорости на входе в камеру λ_x , то для сохранения $\varphi_n = \text{const}$ потребовалось бы существенно уменьшить λ_x с ростом числа $M_{п}$, что привело бы к переразмериванию двигателя при $M_{п.мах}$. Это объясняется тем, что для поддержания $\varphi_n = \frac{\bar{\sigma}_{вх} q(\lambda_x)}{q(\lambda_n)} = \text{const} = 1,0$ при постоянных гео-

метрических размерах камеры из-за роста $\bar{\sigma}_{вх} / q(\lambda_n)$ величина $q(\lambda_x)$ должна резко уменьшиться и при выборе $\lambda_{x.мах} = 0,2$ при $M_{п} = 2$ коэффициент приведенной скорости воздуха λ_x составляет несколько сотых при $M_{п} = 6$, т. е. для этих условий двигатель переразмерен по камере сгорания. При принятии условия $\lambda_x = \text{const}$ в диапазоне $M_{п} < M_{п.р}$ с увеличением числа $M_{п}$ φ_n увеличивается, достигая единицы при $M_{п} = M_{п.р}$, оставаясь во всем диапазоне выше, чем φ_n в двигателе с нерегулируемыми сечениями. В то же время при $M_{п} > M_{п.р}$ значения $\bar{\sigma}_{вх}$ (из-за роста φ_n) будут ниже соответствующих значений $\bar{\sigma}_{вх}$ двигателя с нерегулируемыми сечениями проточной части, т. е. с увеличением $f'_{кр}$ увеличение φ_n достигается ценою уменьшения $\sigma_{вх}$. При $M_{п} >$

$> M_{п.р} \varphi_H = 1,0$ и для поддержания $\bar{\sigma}_{вх} = \bar{\sigma}_{вх \max}$ необходимо уменьшать $f'_{кр}$ (см. рис. 15.14).

Соответствующие приведенным закономерностям изменения φ_H и $\bar{\sigma}_{вх}$ скоростные характеристики ПВРД, регулируемого изменением площадей критического сечения и среза реактивного сопла, при $\alpha = \text{const}$ приведены на рис. 15.13. Видно, что во всем диапазоне чисел $M_{п}$ значения $c_{PF_{кр}=\text{var}} > c_{PF_{кр}=\text{const}}$, $P_{F_{кр}=\text{var}} > P_{F_{кр}=\text{const}}$ из-за большего значения φ_H , а значения $J_{удF_{кр}=\text{var}} < J_{удF_{кр}=\text{const}}$ при $M_{п} < M_{пр}$ из-за уменьшения $\sigma_{вх}$ и $J_{удF_{кр}=\text{var}} > J_{удF_{кр}=\text{const}}$ при $M_{п} > M_{пр}$ в результате регулирования критического сечения реактивного сопла, обеспечивающего здесь $\sigma_{вхF_{кр}=\text{var}} > \sigma_{вхF_{кр}=\text{const}}$.

3. Регулирование изменением площади сечений входного воздухозаборника и реактивного сопла: $\theta_1^* = \text{const}$ ($\alpha = \text{const}$ или $\theta = \text{const}$), $f_r = \text{var}$, $l_{вх} = \text{var}$, $f'_{кр} = \text{var}$, $f_c = \text{var}$. В этом случае уравнение для определения φ_H приобретает вид уравнения (15.11).

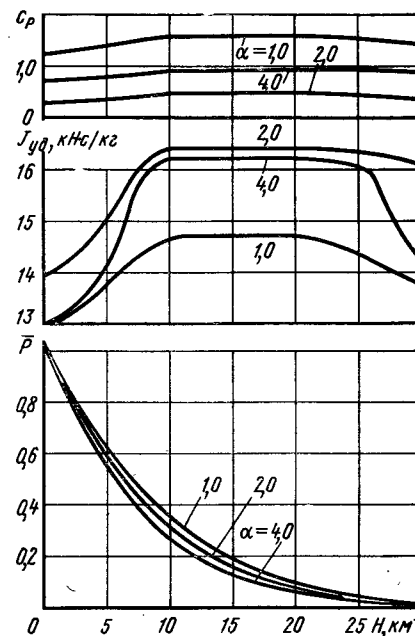
При этом задача регулирования площади проходного сечения горла воздухозаборника двигателя при любом законе теплоподвода (при $\theta_1^* = \text{var}$) состоит в том, чтобы обеспечить максимальное значение φ_H ($\varphi_H = \frac{\bar{\sigma}_{вх}}{q(\lambda_{п})} \bar{f}_r = 1, 0$). Регулирование пло-

щади критического сечения реактивного сопла должно позволить обеспечить сохранение $\sigma_{вх} = \sigma_{вх \max}$ по характеристике воздухозаборника, а регулирование площади среза реактивного сопла должно обеспечить минимальное значение $\Delta \bar{P}_c$. Характер изменения управляющих параметров регулирования (f_r , $f'_{кр}$ и $\sqrt{\theta_1^*}$), а также φ_H , $\sigma_{вх}$ и \bar{P}_c приведен на рис. 15.14, а соответствующие им скоростные характеристики при этом законе регулирования и $\alpha = \text{const}$ — на рис. 15.13. Видно, что тяговые параметры ПВРД (P_F и c_{PF} при $F_{пр. \text{ части}} = \text{var}$) приближаются к параметрам идеального ПВРД, а $J_{удF_{вар}}$ остается меньше $J_{уд \max}$ из-за более низких значений $\sigma_{вх \max}$, чем в идеальном ПВРД.

Высотные характеристики. На рис. 15.15 приведены высотные характеристики ПВРД, рассчитанные в диапазоне изменения H от 0 до 25 км при числе $M_{п} = 4$ (при $T_1^* = \text{const}$). Удельный импульс и коэффициент тяги ПВРД непрерывно увеличиваются, а относительная тяга уменьшается с увеличением высоты полета вплоть до $H = 11$ км в результате увеличения относительной работоспособности газа θ_1^* , обусловленной увеличением относительной степени подогрева θ^* из-за уменьшения статической температуры воздуха на входе. В области H от 11 до 20 км величины $J_{уд}$, c_P и \bar{P} остаются неизменными из-за сохранения постоянной величины T_H ($T_H = 216,5$ К).

В то же время расход воздуха при $F_H = \text{const}$ уменьшается с увеличением высоты полета до $H = 11$ км несколько медленнее,

Рис. 15.15. Зависимость удельного импульса тяги $J_{уд}$, коэффициента тяги c_P и относительной тяги $\bar{P} = P/P_{H=0}$ от высоты полета. Топливо — керосин, $M_{п} = 4,0$



чем в области $H = 11 \dots 20$ км, в которой расход воздуха изменяется прямо пропорционально статическому давлению. В области высот полета $H > 20$ км удельный импульс, коэффициент тяги и относительная тяга уменьшаются с увеличением высоты вследствие уменьшения плотности и возрастания статической температуры атмосферного воздуха, приводящих к уменьшению расхода и относительной степени подогрева воздуха в ПВРД.

Дроссельные характеристики ПВРД. Они представляют собой зависимости основных данных двигателя (тяги и удельного импульса) при заданных режимах полета (скорости или числа $M_{п}$ и высоты H) и способе регулирования двигателя от степени подогрева воздуха в двигателе. При работе на нефорсированных режимах, т. е. при использовании в качестве топлива горючего, в ПВРД с нерегулируемыми сечениями проточной части и при

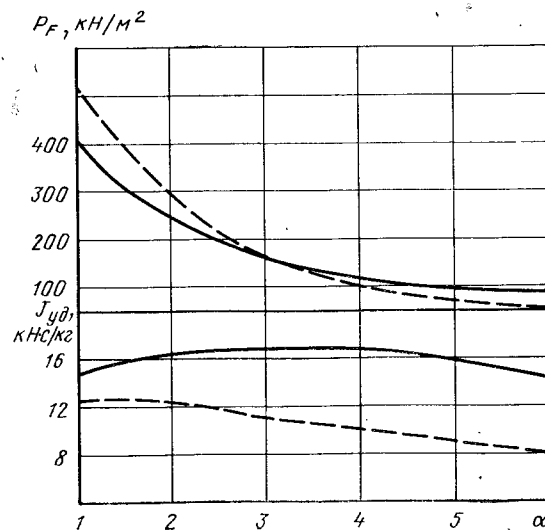


Рис. 15.16. Зависимость лобовой тяги P_F и удельного импульса тяги $J_{уд}$ от коэффициента избытка воздуха α . Топливо — керосин, $H = 11$ км, $M_{п} = 4,0$, — — — — $M_{п} = 6,0$

регулировании входного устройства и сопла простейшим способом воздействия на характеристики является подача горючего, определяющая коэффициент избытка воздуха α .

Из уравнений для определения удельных параметров ПВРД видно, что относительная тяга непрерывно уменьшается с уменьшением расхода топлива (увеличение α), а удельный импульс тяги имеет экстремум, зависящий от уровня потерь и режима полета. Сила тяги ПВРД зависит от закономерностей изменения G_b и $P_{уд}$ по α , которые в свою очередь определяются законом регулирования площади проходных сечений двигателя. Типичные закономерности изменения лобовой тяги и удельного импульса СПВРД, использующего в качестве топлива керосин, в зависимости от α приведены на рис. 15.16 для $M_{п} = 4,0$ и $M_{п} = 6,0$ при $H = 11$ км. Видно, что максимальная величина удельного импульса СПВРД с увеличением $M_{п}$ сдвигается в сторону меньших значений α . Этот результат является закономерным следствием увеличения потребной степени подогрева с увеличением степени повышения давления в цикле, определяемой ростом скорости полета.

15.6. ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ПРЯМОТОЧНЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Ухудшение характеристик СПВРД и возрастание теплонапряженности элементов конструкции двигателя с увеличением скорости полета до значений, превышающих 4000 ... 5000 км/ч, как уже отмечалось, объясняет целесообразность перехода к гиперзвуковым ПВРД, т. е. к прямоточным воздушно-реактивным двигателям со сверхзвуковой скоростью по проточной части (ГПВРД), в которых путем уменьшения степени сжатия воздуха во входном устройстве до определенной сверхзвуковой скорости удается одновременно с улучшением эффективности цикла (в результате уменьшения потерь в воздухозаборнике и сопле) заметно снизить температуру и давление воздуха на входе в камеру и уменьшить теплонапряженность конструкции, обеспечив тем самым работоспособность двигателя. Схема ГПВРД с соответствующими обозначениями по тракту приведена выше на рис. 15.1, в.

Особенности цикла ГПВРД

В отличие от ПВРД других типов из-за органических потерь при теплоподводе к движущемуся с большой скоростью воздуху в камере сгорания максимальная работа и КПД термодинамического цикла гиперзвукового ПВРД будут ниже теоретической работы и термического КПД идеального цикла ПВРД, реализуемого при отсутствии необратимых потерь энергии при сжатии воздушного потока ($\eta_c = 1,0$), расширении продуктов

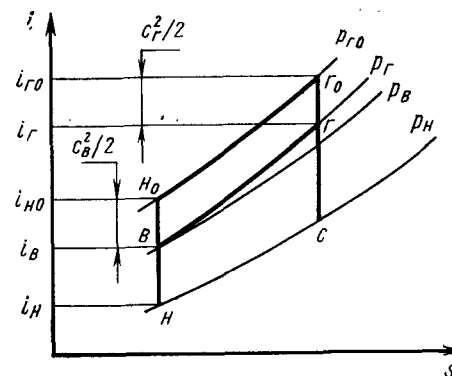


Рис. 15.17. Изображение циклов ПВРД в i - S -диаграмме $n-H_0-G_0-C-n$ — идеальный цикл Брайтона, $n-B-G-C-n$ — теоретический цикл ПВРД при теплоподводе в камере постоянного сечения

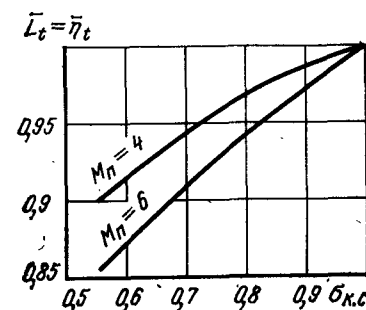


Рис. 15.18. Влияние коэффициента полного давления в камере сгорания ГПВРД на изменение относительной теоретической работы

$\bar{L}_t = L_{tГПВРД}/L_{tБрайтона}$ и КПД цикла $\bar{\eta}_t = \eta_{tГПВРД} : \eta_{tБрайтона}$. $\theta_0 = T_{к.с.}/T_H = 10$, $k = 1,4$

сгорания в камере ($\eta_p = 1,0$) и отсутствии скорости в камере ($\eta_{к.с} = 1,0$ при $M_B \rightarrow 0$). Это означает, что теоретические работа и термический КПД цикла ГПВРД будут всегда ниже соответствующих значений теоретической работы и термического КПД идеального цикла Брайтона, характеризующих работу L_t и КПД η_t идеального ПВРД. На рис. 15.17 приведено изображение идеального цикла ПВРД и теоретического цикла ГПВРД. Напомним, что теоретическая работа идеального ПВРД

$$L_t = L_{ps} - L_{cs} = i_H \left(\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \left(\frac{\theta_0}{\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right), \text{ а термический КПД}$$

$$\eta_t = 1 - 1/\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}}.$$

Теоретическая работа ГПВРД

$$L_{tr} = L_{psr} - L_{csr} = i_r - i_c + \frac{c_r^2}{2} - (i_B - i_H) - \frac{c_B^2}{2} =$$

$$= i_H \left(\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \left\{ \frac{\theta_0 \left[1 - 1/(\sigma_{КС} \pi_{VOS})^{\frac{k-1}{k}} \right]}{\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}} - 1} - 1 \right\}, \quad (15.12)$$

а термический КПД

$$\eta_{tr} = \frac{L_{tr}}{Q} = \frac{\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}}}{\theta_0 - \pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}}} \left\{ \frac{\theta_0 \left[1 - 1/(\sigma_{КС} \pi_{VOS})^{\frac{k-1}{k}} \right]}{\pi_{VOS}^{\frac{k-1}{k}} - 1} - 1 \right\}. \quad (15.13)$$

Видно, что теоретические работа и термический КПД идеального ГПВРД ниже соответствующих значений $L_{tг}$ и $\eta_{tг}$ идеального цикла Брайтона из-за органических потерь в камере сгорания, обусловленных теплоподводом к сверхзвуковому потоку. При отсутствии потерь, т. е. при $\sigma_{к.с} \rightarrow 1,0$ и $k_{г} \rightarrow k$, как и следовало ожидать, уравнения (15.12) и (15.13) обращаются в уравнения для определения работы L_t и КПД η_t идеального ПВРД, соответственно.

Чем больше число M_v на входе в камеру сгорания ГПВРД, тем меньше при заданной степени теплоподвода (θ^* или θ) величина $\sigma_{к.с}$ и больше отличие $L_{tг}$ от L_t и $\eta_{tг}$ от η_t . С увеличением скорости полета из-за роста π_{v0} влияние $\sigma_{к.с}$ уменьшается (рис. 15.18).

В реальном ГПВРД потери полного давления на входе из-за меньшей степени сжатия воздуха в воздухозаборнике будут ниже, а коэффициент полного давления в сопле σ_c из-за меньшей степени расширения газа в реактивном сопле будет выше, чем соответствующие параметры реальных ПВРД с дозвуковой скоростью в камере (реальных дозвукового ПВРД и СПВРД). В то же время коэффициент полного давления в камере ГПВРД $\sigma_{к.с}$ из-за подвода тепла к сверхзвуковому потоку в ГПВРД будет ниже, чем в ПВРД с дозвуковой скоростью в камере. С увеличением скорости полета из-за увеличения степени сжатия воздуха в воздухозаборнике и степени расширения газа в реактивном сопле потери полного давления на входе и при расширении газа начинают возрастать и составлять основную долю потерь полного давления по тракту ПВРД.

При определенной скорости полета отношение $\bar{\sigma}_\Sigma$ ГПВРД = σ_Σ ГПВРД / σ_Σ ПВРД = $(\sigma_{вх} \sigma_{к.с} \sigma_c)_{ГПВРД} / (\sigma_{вх} \sigma_{к.с} \sigma_c)_{ПВРД}$ станет больше единицы, т. е. несмотря на возрастание потерь из-за теплоподвода в камере сгорания (уменьшение $\sigma_{к.с}$) относительное увеличение $\sigma_{вх}$ ГПВРД / $\sigma_{вх}$ ПВРД и σ_c ГПВРД / σ_c ПВРД приведет к росту $\bar{\sigma}_\Sigma$ ГПВРД и перепад давления в реактивном сопле реального ГПВРД станет выше перепада давления в реальных ПВРД с дозвуковой скоростью в камере. Величина скорости полета, при которой ГПВРД становится эффективнее ПВРД с дозвуковой скоростью в камере, зависит от уровня потерь в элементах сравниваемых двигателей, степени их регулирования и закономерностей изменения коэффициентов восстановления с увеличением степени сжатия воздуха и степени расширения газа в реактивных соплах: с увеличением значений $\sigma_{вх}$ ПВРД, $\sigma_{к.с}$ ПВРД и σ_c ПВРД число $M_{п.}$ при котором термодинамическая эффективность ГПВРД и СПВРД становятся одинаковыми, сдвигается в сторону больших чисел $M_{п.}$, т. е. реальный СПВРД по термодинамическим параметрам становится выгоднее ГПВРД в более широкой области режимов полета.

Уравнение для определения эффективной работы ГПВРД имеет вид:

$$L_{ег} = L_{p.г} - L_{с.г} = (1 + q_T) \left[(i_{г} - i_{с}) + \frac{c_{г}^2}{2} \right] - \left[(i_{в} - i_{н}) + \frac{c_{в}^2}{2} \right] =$$

$$= i_{н} \left(\pi_{v}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \left\{ \frac{\theta \left[1 - \left(\frac{p_{н}}{p_{г}} \right)^{\frac{k-1}{k}} (1 + q_T) \eta_p \eta_c \right]}{\left(\pi_{vS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \eta_c + 1} - 1 \right\} +$$

$$+ \frac{c_{г}^2}{2} (1 + q_T) - \frac{c_{в}^2}{2}. \quad (15.14)$$

Эффективный КПД

$$\eta_{ег} = \frac{L_{ег}}{Q_{г}} = \frac{\theta \frac{1 - \left(\frac{p_{н}}{p_{г}} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\left(\pi_{v}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \eta_c + 1} e(1 + q_T) \eta_p \eta_c - 1}{\left[(1 + q_T) \left(\theta + \frac{c_{г}^2}{2i_{н}} \right) - \frac{c_{в}^2}{2i_{н}} \right] \left(\pi_{vS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)} + \frac{\left(\frac{1 + q_T}{2} c_{г}^2 - \frac{c_{в}^2}{2} \right) / \left(\pi_{vS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) i_{н}}{\left[(1 + q_T) \left(\theta + \frac{c_{г}^2}{2i_{н}} \right) - \frac{c_{в}^2}{2i_{н}} \right] \left(\pi_{vS}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}. \quad (15.15)$$

Если заменить $i_{г} + \frac{c_{г}^2}{2i_{г}} = i_{г0}$ и $i_{в} + \frac{c_{в}^2}{2} = i_{н0}$ и подставить в уравнения (15.14) и (15.15), то нетрудно видеть, что уравнения для определения $L_{ег}$ и $\eta_{ег}$ совпадают с соответствующими уравнениями для определения L_e и η_e ПВРД в дозвуковой камере. Различие состоит только в значениях КПД (или σ), определяющих потери в элементах двигателя: чем выше совершенство процессов сжатия воздуха при сжатии воздуха в воздухозаборнике, расширения газа в реактивном сопле и теплоподвода в камере, тем больше эффективные работы и КПД ГПВРД. При одинаковом уровне потерь полного давления на входе и эффективности процесса расширения газа в реактивном сопле реализуемые значения $L_{ег}$ и $\eta_{ег}$ зависят от уровня потерь при теплоподводе к сверхзвуковому потоку в камере. На рис. 15.19 изображены циклы ГПВРД при одинаковой степени сжатия потока в воздухозаборнике и при одинаковой степени теплоподвода, реализуемого в камерах трех различных геометрических форм: в камере постоянного сечения, в камере при $p = \text{const}$ и сужающейся ($f_{г} < 1,0$).

Видно, что при заданных степени теплоподвода и условиях на входе максимальные величины статического давления и работы расширения могут быть реализованы в сужающейся камере, несколько меньше в цилиндрической камере и минимальные в камере с $p = \text{const}$ ($\Delta i_{p\Sigma} > \Delta i_{p\Sigma} > \Delta i_{p\Sigma 1}$). Полученный результат закономерен, так как при одинаковом уровне потерь в «холодной» части тракта уровень тепловых потерь, обусловленных теплоподводом к движущемуся потоку, будет наибольшим в изобари-

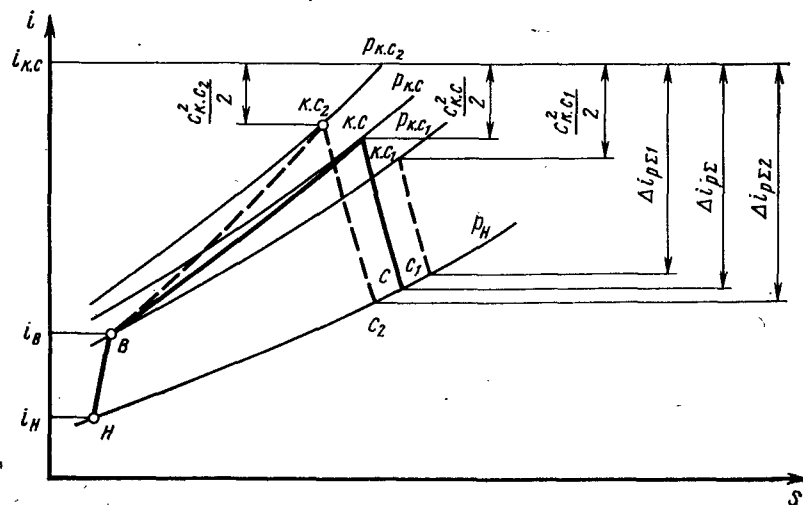


Рис. 15.19. Изображение циклов ГПВРД при различных законах теплоподвода в i - S -диаграмме:

— теплоподвод в камере при $f_T = F_T/F_B = 1,0$; — — — теплоподвод в камере $p = \text{const}$ ($p = p_B = p_T$); — — — теплоподвод в сужающейся камере при $f_T < 1,0$. $c_{K,C}$ — скорость потока в камере. $н-в-к$. $с-с-н$ — цикл в камере с $f_T = 1,0$; $н-в-к$. $с_2-с_2-н$ — цикл в камере при $f_T < 1,0$; $н-в-к$. $с_1-с_1-н$ — цикл с теплоподводом в камере $p = \text{const}$

ческой камере, в которой скорость потока при теплоподводе практически не снижается, и наименьшим в сужающейся камере, скорость сверхзвукового потока в которой уменьшается из-за теплоподвода и сужения канала¹.

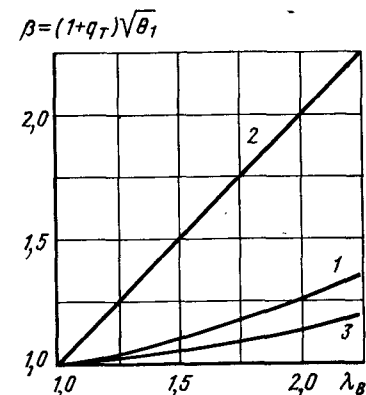
Предельная величина степени теплоподвода к сверхзвуковому потоку, при которой поток тормозится до скорости звука в выходном сечении камеры, также зависит от типа камеры: она достигает наибольшей величины в изобарической камере и минимальна в сужающейся (рис. 15.20). Для расширения диапазона работы реального ГПВРД по α и, особенно, при умеренных гиперзвуковых скоростях полета, целесообразно использовать камеру переменного сечения; на начальном участке $F = \text{const}$ до достижения $\lambda_T = 1,0$, а затем камера должна быть расширяющейся и удовлетворять условию $M = 1,0 = \text{invar}(\bar{x})$ для минимизации потерь полного давления при теплоподводе. В камерах теплоподвод по зонам должен изменяться с изменением α .

ПВРД всех рассмотренных схем, несмотря на отмеченные различия в закономерностях теплоподвода, обладают следующим общим свойством: в заданных полетных условиях (M_n и H) эффективные работа и КПД цикла, а следовательно, и удельные парамет-

¹ Для изобарической камеры $c_T = c_B(1 + q_T)$, а для сужающейся камеры сверхзвуковая скорость с увеличением степени теплоподвода будет уменьшаться в большей степени, чем в камере с $F = \text{const}$.

Рис. 15.20. Зависимость предельной степени теплоподвода $\beta = (1 + q_T)\sqrt{\theta_1}$ от приведенной скорости потока λ_B на входе в камеру сгорания ГПВРД трех геометрических форм: $F = \text{const}$, $p = \text{const}$ и в сужающейся ($f_T = F_T/F_B < 1$). 1 — $f = 1,0$; 2 — $p = \text{const}$; 3 — $f_T < 1,0$ при $a \geq 0,9$; $a = \frac{1}{J_{BX} F_B} \int p dF$ — относи-

тельная величина снижения импульса потока в камере с $f_T < 1,0$ (в долях входного импульса J_{BX})



ры двигателей будут достигать максимального значения при определенной степени торможения потока $\delta = c_B/V_n$ (отношении скорости на выходе из воздухозаборника c_B к скорости полета), зависящей от совершенства процессов сжатия и расширения (η_c, η_p) и закономерностей теплоподвода (формы камеры сгорания). Для наиболее простого случая изобарического теплоподвода в ГПВРД приближенный метод расчета основных данных (при использовании условий одномерности, инвариантности теплоемкости воздуха и газа при изменении скорости и температуры и в пренебрежении трением рабочего тела в камере) может быть предельно упрощен и доведен до формул, выражающих удельный импульс и коэффициент тяги в зависимости от основных управляющих параметров рабочего процесса ГПВРД. При изобарическом теплоподводе, как уже указывалось, совместное решение уравнений расхода и импульсов позволяет определить скорость в конце камеры сгорания по известной скорости на входе в камеру и относительному расходу топлива. Выражая параметры конца процесса тепловыделения через параметры воздуха на входе, используя эту связь и уравнение энергии, получаем уравнения для определения удельных параметров ГПВРД:

$$J_{уд} = \frac{V_n}{q_T} \left\{ \sqrt{\delta^2 + \frac{1+q_T}{\frac{k-1}{2} M_n^2} \left[1 + \frac{k-1}{2} (1-\delta^2) + \right.} \right. \\ \left. \left. + q_T \left(\frac{i_T + H_n \eta_T}{i_n} + \frac{k-1}{2} M_n^2 \frac{\delta^2}{1+q_T} \right) \right] \right\} \left\{ 1 - \right. \\ \left. - \left[\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 (1-\delta^2) (1-\eta_c)}{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 (1-\delta^2)} \right]^{\frac{k}{k-1} \frac{k_T-1}{k_T}} \right\} \eta_p - 1 \quad (15.16)$$

$$c_p = 2\varphi_1 \frac{J_{уд} q_T}{V_n} \quad (15.17)$$

или в предположении, что $k_T = k = \text{const}$,

$$J_{уд} = \frac{V_{II}}{q_T} \left\{ \sqrt{\delta^2 + (1 + q_T) \left[1 + \frac{k-1}{2} M_{II}^2 (1 - \delta^2) + q_T \left(\frac{i_T + H_u \eta_r}{i_H} + \frac{k-1}{2} M_{II}^2 \frac{\delta^2}{1 + q_T} \right) \right]} \frac{1 - \delta^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_{II}^2 (1 - \delta^2)} \eta_c \eta_p - 1 \right\}.$$

Видно, что удельные параметры ГПВРД существенно зависят не только от режима (M_{II} , H), типа и относительного расхода топлива (H_u и q_T), но и от степени торможения воздушного потока в воздухозаборнике δ и совершенства процессов сжатия и расширения, т. е. η_c и η_p . При постоянном уровне потерь на элементарных участках процессов сжатия и расширения КПД процессов сжатия и расширения не зависят от геометрических размеров воздухозаборника и сопла и от степени торможения потока δ и каждому заданному значению η_c и η_p будет отвечать оптимальное значение δ , обеспечивающее максимальный уровень $J_{уд}$ и c_p . Физический смысл существования оптимума по δ прост. При заданных и неизменных значениях η_c и η_p уменьшение степени торможения потока в воздухозаборнике (увеличение δ) приводит к уменьшению абсолютного уровня входных потерь полного давления в воздухозаборнике и в реактивном сопле (в результате уменьшения перепадов давлений) при одновременном увеличении потерь в камере из-за теплоподвода к воздушному потоку большей скорости. При каком-то значении δ , определяемом режимом полета, совершенством основных элементов и т. д., суммарные потери по проточной части (в воздухозаборнике, камере сгорания и сопле) достигают минимального значения, при котором $J_{уд} \rightarrow J_{уд \text{ max}}$, а $c_p \rightarrow c_{p \text{ max}}$. Это отчетливо видно из кривых (рис. 15.21), где приведены зависимости удельного импульса и коэффициента тяги ГПВРД при числе $M_{II} = 10$ и $H \geq 11$ км от отношения δ .

При $\delta \rightarrow 1,0$ все кривые должны сходиться в точке $J_{уд} = c_p = 0$, т. е. при изобарическом теплоподводе без торможения потока в воздухозаборнике ГПВРД не может создать внутренней тяги, так как в этом случае перепад давлений отсутствует и при всех режимах полета и любой степени совершенства элементов выходной импульс не может отличаться от входного.

При отсутствии потерь в воздухозаборнике и сопле ($\eta_c = 1,0$ и $\eta_p = 1,0$) наивыгоднейший режим реализуется при максимальном торможении потока на входе в камеру, т. е. при $\delta \rightarrow 0$, так как в этом случае будут отсутствовать и потери при теплоподводе к потоку. В этом случае при $c_v \rightarrow 0$ уравнения (15.16) и (15.17) обращаются в приближенные уравнения для определения параметров ПВРД с дозвуковой скоростью в камере сгорания. С уменьшением η_c оптимальная степень торможения воздушного потока

Рис. 15.21. Зависимость удельных параметров ГПВРД с камерой $p = \text{const}$ от степени торможения воздушного потока в воздухозаборнике $\delta = c_v/V_{II}$ ($M_{II} = 10$, $H = 11$ км, $\alpha = 1,0$. Топливо — водород). η_p — КПД процесса расширения, η_c — КПД процесса сжатия

на входе уменьшается (δ растет), что объясняется возрастанием относительной доли потерь в воздухозаборнике в суммарных потерях по проточной части ПВРД и поэтому для уменьшения абсолютных потерь необходимо уменьшать степень торможения потока. Аналогичную роль играют и потери при расширении потока в сопле: увеличение η_p , приводящее к уменьшению ее относительной доли в суммарных потерях по проточной части, обуславливает сдвиг оптимума в сторону большей степени торможения потока (меньших δ) и, наоборот, уменьшение η_p приводит к увеличению оптимальных значений δ .

Оптимальные значения $J_{уд}$ и c_p ГПВРД с изобарической камерой, определенные по общему правилу, имеют вид

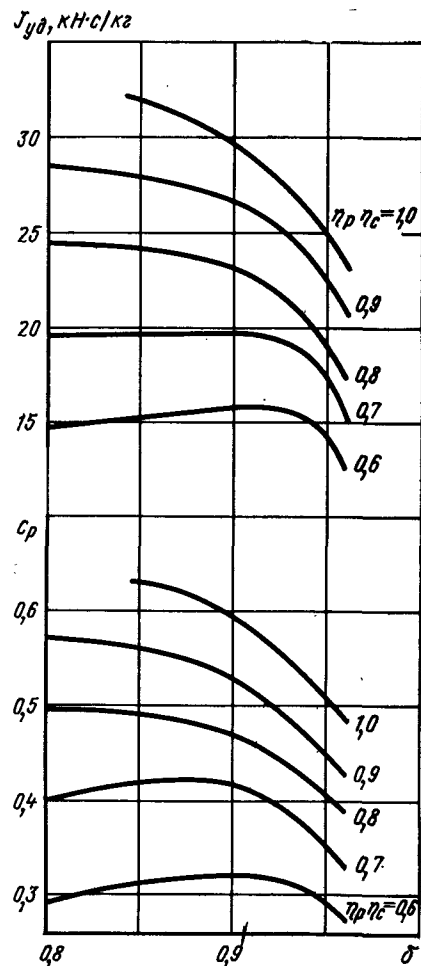
$$\delta_{opt} = \sqrt{1 - \frac{1}{\frac{k-1}{2} M_{II}^2} \left[\sqrt{\frac{\eta_c \eta_p}{1 - \eta_c \eta_p} (A_0 - 1)} - 1 \right]}, \quad (15.18)$$

где

$$A_0 = (1 + q_T) \left(1 + \frac{i_T + H_u \eta_r}{i_H} q_T \right) + q_T \frac{k-1}{2} M_{II}^2 \text{ при } \alpha \geq 1, 0 \text{ и}$$

$$A_0 = (1 + q_T) \left(1 + \frac{i_T + H_u \eta_r \alpha}{i_H} q_T \right) + q_T \frac{k-1}{2} M_{II}^2 \text{ при } \alpha < 1, 0.$$

В ГПВРД с камерами сгорания других геометрических форм также могут быть найдены оптимальные значения степени торможения потока, обеспечивающие $J_{уд \text{ max}}$ и $c_{p \text{ max}}$. Оценка δ_{opt} по уравнению (15.18) для изобарической камеры может явиться



основанием для выбора примерной величины потребной степени торможения воздушного потока при определении оптимальных по термодинамическим параметрам характеристик двигателя.

Основные принципы термогазодинамического расчета и параметры основных элементов ГПВРД

Особенности работы ВРД в условиях больших скоростей рабочего тела по проточной части и высоких температур и давлений торможения определяют необходимость использования для расчета основных данных и параметров ГПВРД приведенных выше методов, основанных на применении основных уравнений сохранения и уравнений химического равновесия. Более того, в ряде случаев оказывается необходимым, учитывая конечность времени пребывания рабочего тела в пределах проточной части, использовать уравнения химической кинетики, позволяющие оценить потери, обусловленные неравновесностью протекания процессов. При детальном анализе работы двигателя в системе аппарата может оказаться необходимым использование методов расчета, учитывающих особенности пространственного течения (двумерного или трехмерного), а при анализе параметров ГПВРД в условиях больших гиперзвуковых скоростей полета необходимо учитывать потери, обусловленные трением рабочего тела о стенки камеры сгорания двигателя.

В отличие от ПВРД с дозвуковой скоростью в камере сгорания, в которых статические параметры и параметры заторможенного потока воздуха различаются незначительно, в гиперзвуковых ПВРД это различие существенно, и поэтому для анализа рабочего процесса ГПВРД необходимо использовать статические (термодинамические) значения основных параметров рабочего тела и термодинамических функций.

Выбору геометрических параметров ГПВРД целесообразно предпослать рассмотрение влияния основных параметров рабочего процесса, режима полета и степени совершенства основных элементов двигателя на потребные параметры этих элементов.

При приближенной оценке относительных геометрических параметров проточной части ГПВРД могут быть использованы одномерные уравнения и условия постоянства средних значений показателя адиабаты k и теплоемкости рабочего тела c_p на отдельных участках проточной части двигателя.

Входное устройство (воздухозаборник). В отличие от воздухозаборников ПВРД с дозвуковой скоростью на входе в камеру сгорания в воздухозаборнике ПВРД воздушный поток тормозится до заданной сверхзвуковой скорости, и поэтому относительная площадь выходного сечения воздухозаборника при заданной скорости полета будет зависеть не от одного параметра, характеризующего эффективность процесса сжатия, а от двух — эффективности процесса сжатия и степени торможения

потока $\delta = c_v/V_n$. Эта зависимость может быть получена из совместного решения уравнения расхода, записанного для сечений невозмущенного потока и на выходе из входного устройства.

В зависимости от способа задания потерь относительная площадь выходного сечения из воздухозаборника приближенно может быть определена из уравнений¹:
при задании $\sigma_{вх}$:

$$f_v = \frac{F_v}{F_n} = \frac{q(\lambda_n)}{q(\lambda_v)} \frac{1}{\sigma_{вх}} = f_1(\lambda_v, \sigma_{вх})_{M_n},$$

а при задании $\eta_c = (i'_v - i_n)/(i'_n - i_n)$

$$f_v = \frac{F_v}{F_n} = \frac{1}{\delta} \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 (1 - \delta^2)}{\left[1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 (1 - \delta^2) \eta_c \right]^{\frac{k}{k-1}}}. \quad (15.19)$$

Статическая температура воздуха на выходе из воздухозаборника, определяемая степенью торможения потока при заданном числе M_n из уравнения $c_p T_n^* = c_p T_n + \frac{V_n^2}{2} = c_p T_v + \frac{c_v^2}{2}$, имеет вид

$$T_v = \left[1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 (1 - \delta^2) \right] T_n. \quad (15.20)$$

Зависимости $f_v = f(\delta)$ и $T_v = T_v(\delta)$, определенные из уравнений (15.19) и (15.20) для $M_n = 10$ и 16 , $k_v = 1,3$ и различных значений η_c , приведены на рис. 15.22. Здесь же штриховой линией нанесены зависимости оптимальной для каждого значения η_c величины $f_{v, \text{opt}}$, определенной из условия достижения максимального удельного импульса $J_{уд, \text{max}}$ при сгорании водорода в воздухе с $\alpha = 1,0$ при $f_{к.с. \text{вых}} = \frac{F_{к.с.}}{F_n} = 1,0$. На этом же рисунке штрихпунктирной линией показаны зависимости величины статической температуры на выходе из воздухозаборника. Видно, что потребная площадь выходного сечения воздухозаборника f_v непрерывно увеличивается с увеличением δ и с уменьшением η_c (ухудшением эффективности воздухозаборника), а статическая температура воздуха на выходе непрерывно уменьшается. С увеличением чисел M_n наряду с уменьшением относительной площади f_v непрерывно повышается уровень статической температуры на выходе из воздухозаборника.

¹ С точностью до $k = \text{invarg}(M_n)$ и применения газодинамических функций. Здесь и при анализе других элементов ГПВРД для наглядности в уравнениях эти предположения используются. Для более точного расчета необходимо решать совместную систему уравнений расхода и энергии, записанных через статические параметры рабочего тела.

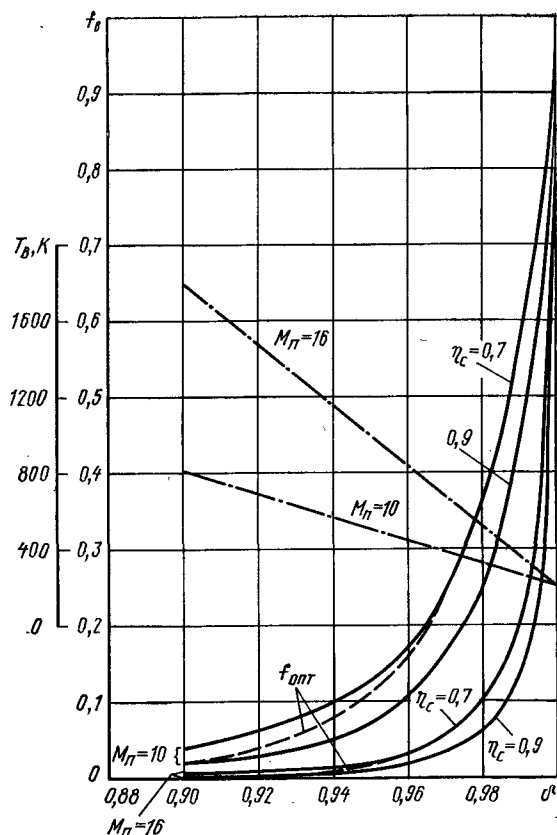


Рис. 15.22. Зависимость относительной площади «горла» воздухозаборника f_B и статической температуры на входе в камеру T_B от степени торможения воздушного потока δ :

— — — — — $f_B^{\text{opt}} = (F_B/F_H)_{\text{уд}}$ для ГПВРД с $F = \text{const}$ при $\alpha = 1.0$, $\frac{f_B}{T_B}$ — КПД процесса сжатия

Аналогичные приведенным на рис. 15.22 зависимости могут быть получены и при задании $\sigma_{\text{вх}} = \sigma_{\text{вх}}(M_n)$ характеристикой воздухозаборника, а λ_B — выбранной степенью торможения потока δ (рис. 15.23). Видно, что с увеличением $\sigma_{\text{вх}}$ и уменьшением λ_B величина f_B уменьшается тем значительнее, чем больше число M_n .

Относительная длина воздухозаборника $l_B = L_B/F_H$ зависит от типа входного устройства, его совершенства и режима работы двигателя и выбирается на основе комплексного анализа эффективности. С увеличением чисел M_n наряду с ростом потребной площади входа (уменьшением f_B) увеличивается его длина и масса, а также растут тепловые потоки в стенке. С целью уменьшения габаритных размеров воздухозаборника и повышения его эффективности становится целесообразным интеграция воздухозаборника с носовой частью летательного аппарата, т. е. использование носовой части ЛА в качестве поверхности сжатия потока в воздухозаборнике. Высокое совершенство сжатия потока (большая величина η_c) при больших значениях M_n может быть достигнуто путем

увеличения числа скачков, охлаждения пограничного слоя и организации течения в пространственном канале, что позволяет уменьшить потери, обусловленные трением потока по сравнению с течением на клине, где эти потери становятся весьма значительными из-за нарастания пограничного слоя.

Камера сгорания. Относительные поперечные размеры камеры сгорания определяются выбранной относительной площадью выхода из воздухозаборника, потребной величиной теплоподвода и циклом двигателя. Формулу, связывающую размеры выходной площади из камеры сгорания с величиной теплоподвода и параметрами на выходе, можно получить из уравнения расхода, связывающего параметры в выходном и входном сечениях камеры сгорания (с точностью до $k = \ln \text{ваг}(M, H)$ и возможности применения газодинамических функций):

$$f_{k.c} = f_{k.c. \text{ вых}} = \frac{(1 + q_T) \sqrt{\theta_1^*}}{\sigma_{k.c}} \frac{q(\lambda_B)}{q(\lambda_T)} = f_{k.c. \text{ вх}} \frac{\beta}{\sigma_{k.c}} \frac{q(\lambda_B)}{(\lambda_T)}, \quad (15.21)$$

где $\sigma_{k.c} = p_T^*/p_B^*$; $f_{k.c} = F_{k.c. \text{ вых}}/F_H$; $f_{k.c. \text{ вх}} = F_{k.c. \text{ вх}}/F_H$.

Площадь входного сечения в камеру сгорания обычно выбирается равной площади выходного сечения воздухозаборника, т. е. $F_{k.c. \text{ вх}} = F_B$. Видно, что при фиксированных значениях λ_B на режимах «запирания» камеры, т. е. при $M_n = 1.0$, увеличение степени подогрева при $\sigma_{k.c} = \text{const}$ обуславливает рост потребной площади выходного сечения камеры сгорания тем значительнее, чем меньше величина $\sigma_{k.c}$.

В общем случае потери полного давления при теплоподводе зависят от цикла ГПВРД, параметров воздуха на входе в камеру и закономерностей теплоподвода: для камеры $F = \text{const}$ уравнение (15.20) имеет смысл только для определения $\sigma_{k.c}$; при $F = \text{ваг}$ для определения $f_{k.c}$ важно знать не только параметры воздушного потока на входе в камеру, но и распределение теплоподвода по длине камеры сгорания. Для турбулизации воздушного потока с целью стабилизации пламени за скачком сечения во входном или промежуточном сечении камеры могут использоваться уступы (скачки сечения) или устанавливаться стабилизаторы.

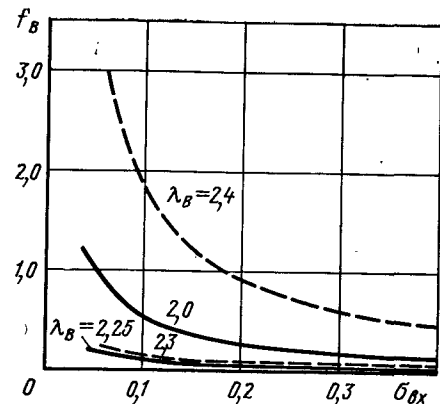


Рис. 15.23. Зависимость потребной относительной площади «горла» воздухозаборника ГПВРД от коэффициента полного давления $\sigma_{\text{вх}}$. — — — — — $M_n = 10$, — — — — — $M_n = 16.0$

В ПВРД со сверхзвуковой скоростью в камере сгорания установка стабилизаторов может привести к большим сопротивлениям, приводящим к необратимым потерям и резкому ухудшению эффективности двигателя, особенно в условиях больших гиперзвуковых скоростей полета. Особенно значительно эти потери влияют на удельные параметры ГПВРД при больших скоростях полета из-за существенного увеличения роли потерь по проточной части с увеличением скорости полета. Расчеты, выполненные для водородно-воздушного ГПВРД, показывают, что при работе ГПВРД на переобогащенных горючих составах, целесообразных для больших чисел M_n , изменение выходного импульса на 1% при $\alpha = 0,6$ определяет уменьшение $P_{уд}$ на 5% при $M_n = 5$, на 15% при $M_n = 15$ и на 40% при $M_n = 24$. Тем не менее, в ряде случаев использование таких устройств желательно; так, например, применение уступов на выходе из воздухозаборника с подачей в зону за уступом топлива, не приводя к существенному увеличению суммарных потерь, обуславливает хорошую подготовку смеси и стабилизацию фронта горения.

На стабилизацию и устойчивое горение смеси в камере большое влияние оказывают процессы подготовки смеси, играющие определяющую роль при больших давлениях потока.

Одним из основных направлений для создания условий, обеспечивающих стабилизацию фронта горения на стенках, следует рассматривать газодинамические воздействия на поток, приводящие к возникновению местных скачков уплотнения с отрывом пограничного слоя перед фронтом горения и, следовательно, — к повышению температуры за скачком. К числу таких воздействий могут быть отнесены условия, благоприятствующие распространению сильных возмущений навстречу потоку (например, положительный градиент давления вдоль камеры, вдув топлива перпендикулярно потоку и др.).

Заметим, что самовоспламенение и устойчивое горение смеси при низких давлениях и температурах потока будут зависеть от кинетических характеристик смеси. Из кинетики химических реакций известно, что на время реакции гомогенной смеси, определяемое периодом задержки воспламенения и временем собственно реакции, большое влияние оказывают давление и температура смеси: при понижении p и T до очень низких значений можно ожидать резкого ухудшения условий воспламенения и сжигания смеси даже при идеальном смешении топлива и воздуха. Определение этих значений p и T , также как и анализ одновременного учета диффузионных и кинетических факторов на воспламенение и сгорание смеси выходят за рамки курса, так как еще недостаточно изучены и в настоящее время составляют предмет пристального внимания исследователей. Для практических целей определения габаритных размеров камеры и анализа коэффициента полноты сгорания в этих условиях необходимо использовать конкретные экспериментальные данные.

Реактивное сопло. Относительная площадь выходного сечения реактивного сопла определяется величиной относительной площади выходного сечения камеры сгорания, параметрами на выходе, степенью и эффективностью процесса расширения. При $k_r = k = \text{invar} \left(\frac{p_c^*}{p_n} \right)$ и полном расширении приближенное уравнение для определения $f_c = \frac{F_c}{F_n}$ имеет вид

$$f_c = f_{к.с} \frac{p_r}{p_n} \frac{y(\lambda_r)}{y(\lambda_c)} = \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_c)} \frac{1}{\sigma_c}.$$

При задании потерь в реактивном сопле ГПВРД другими коэффициентами следует воспользоваться уравнениями связи: между σ_c и КПД процесса расширения η_p — уравнениями из разд. 15.2, между σ_c и коэффициентом скорости истечения φ_c — системой уравнений:

$$\lambda_c = \varphi_c \lambda_{с.ап}; \quad \sigma_c = \frac{\pi(\lambda_{с.с})}{\pi(\lambda_c)} = \frac{\pi(\lambda_{с.с})}{\pi(\varphi_c \lambda_{с.с})};$$

$$\pi(\lambda_{с.с}) = p_n / p_{к.с} \text{ и т. д.}$$

В соответствии с уравнением для определения f_c относительная площадь выходного сечения реактивного сопла может быть определена по заданным значениям $f_{к.с}$, λ_r , σ_c и определенному по заданным значениям чисел M_n , $\sigma_{вх}$ и $\sigma_{к.с}$ перепаду давления в реактивном сопле

$$\pi_c = \frac{\sigma_c}{\pi(\lambda_{с.с})} = \sigma_{вх} \sigma_{к.с} \sigma_c \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

При полном расширении продуктов сгорания потребная относительная площадь реактивного сопла будет тем больше, чем меньше его эффективность и больше число M_n . Потребная относительная площадь выходного сечения реактивного сопла достигает значительных величин уже при $M_n = 10$ и достаточно высоких значениях η_p . Вместе с тем с увеличением f_c растет мидель двигателя и суммарное сопротивление аппарата, что сказывается на ухудшении эффективных параметров ГПВРД. Относительная длина реактивного сопла $l_c = L_c / F_n$ в общем случае зависит от типа сопла и выбранной степени геометрического расширения f_c : для данного типа с увеличением f_c значение l_c , как правило, увеличивается.

В общем случае определение потребных геометрических размеров реактивного сопла (f_c и l_c) требует проведения детального анализа системы аппарат — ГПВРД и определения коэффициента потерь тяги сопла (в осевом направлении) с учетом потерь на трение, неравномерность и неравновесность (что особенно важно в условиях больших степеней теплоподвода, чисел M_n и высот полета), а также изменения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла отклонения струи с учетом внешнего сопротивления аппарата.

Результаты оценки влияния основных параметров процесса на геометрические размеры двигателя могут служить базой для определения основных геометрических размеров ГПВРД в различных условиях полета и подхода к методу выбора типа двигателя для аппаратов различного назначения.

Характеристики ГПВРД

Характеристики ГПВРД при различных законах регулирования по M_n и H и программам дросселирования целесообразно так же, как и в ПВРД с дозвуковой скоростью в камере, рассматривать при вполне определенных способах регулирования геометрических размеров его проходных сечений. Рассмотрим два предельных случая.

1. Регулирование проходных сечений двигателя на расчетный режим, т. е. выбор оптимальных по импульсу значений f_v (или δ) и f_c при различных значениях M_n , H на всех режимах работы двигателя.

2. Двигатель с нерегулируемыми проходными сечениями.

В первом случае фиксируется площадь входного сечения камеры сгорания. Оптимальные размеры непрерывно изменяются с изменением режима работы двигателя или режима полета. Расход воздуха через двигатель не зависит от способов регулирования двигателя, а определяется только площадью входа, заданными режимом полета и углом атаки.

Удельные параметры идеально регулируемого ПВРД рассчитываются по значениям удельного импульса $J_{уд}$ и коэффициента тяги c_p в расчетной точке, т. е. при оптимально подобранных значениях f_v и f_c для заданных M_n , H и α , а удельные параметры нерегулируемого двигателя определяются по располагаемым характеристикам элементов ГПВРД с помощью приведенной в предыдущем параграфе методики.

С изменением высоты полета из-за изменения температуры T_n и давления p_n меняются: степень подогрева воздуха при фиксированной температуре конца сгорания T_r или заданном значении α ; степень диссоциации продуктов сгорания, а следовательно, и состав смеси; вязкостные характеристики воздуха и продуктов сгорания топлива в воздухе. В ГПВРД влияние степени диссоциации и вязкостных характеристик рабочего тела на удельные параметры двигателя будет более значительным, чем в ПВРД с дозвуковой скоростью в камере сгорания, из-за возрастания уровня температуры и скоростей в проточной части двигателя.

Рабочий диапазон высот полета при каждом числе M_n ограничен сравнительно узкой областью: верхний предел высотности аппарата определяется потребными тяговыми характеристиками, а нижний — максимально допустимой величиной аэродинамического нагрева конструкции аппарата. Типичный «коридор» рабочих режимов полета аппарата с ВРД приведен на рис. 15.24. Видно, что рабочий диапазон высот в широком интервале изме-

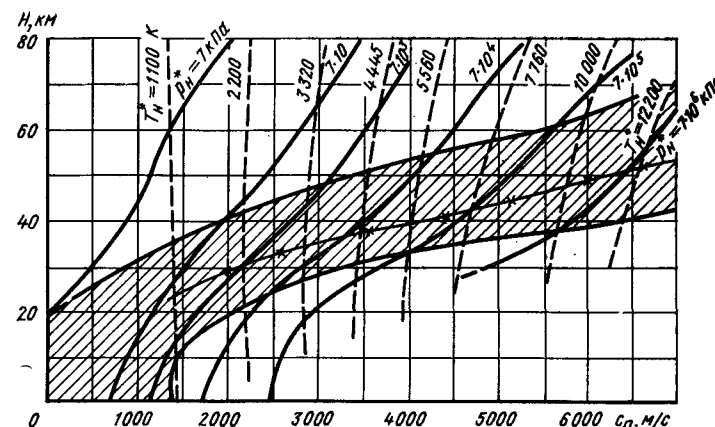


Рис. 15.24. План полета крылатых аппаратов. Заштрихован типичный «коридор» полета: — — — вероятный план полета аппаратов с ГПВРД

нения чисел M_n , характерных для ГПВРД, составляет 10 ... 20 км. В этом интервале высот полета изменение удельных параметров двигателя при $M_n = \text{const}$ в широком диапазоне изменения параметров процесса ($\alpha = 0,4 \dots 1,0$) не превышает 6 % от исходных данных. Поэтому высотно-скоростные характеристики, построенные в виде зависимостей $J_{уд}$, c_p и $P_{уд}$ от числа M_n вдоль траектории, представляющей собой геометрическое место точек средних значений высоты в приведенном интервале для заданных значений скорости и примерно соответствующей траектории гиперзвукового самолета, в значительной степени будут характеризовать скоростные характеристики двигателя.

Высотно-скоростные характеристики идеально регулируемого водородного ГПВРД без учета потерь при сжатии воздушного потока в воздухозаборнике ($\Delta S_b = 0$) в виде зависимости удельного импульса тяги $J_{уд}$ от числа M_n для приведенной на рис. 15.24 зависимости $H = f(M)$ построены на рис. 15.25. Характеристики рассчитаны в предположении, что $M_b = 0,5 M_n$, $T_{n_b} = 20$ К.

Там же приведены высотно-скоростные характеристики ГПВРД неизменной геометрии при использовании плоского односкачкового воздухозаборника с $\Delta S_{b \max} = 0,4$. Видно, что увеличение числа M_n приводит к монотонному уменьшению удельного импульса. При этом удельный импульс тяги идеального ГПВРД, использующего водородное горючее, при $\alpha = 1,0$ уменьшается от 27,5 кН·с/кг при $M_n = 10$ до 16,2 кН·с/кг при $M_n = 22$, т. е. во всем диапазоне чисел M_n $J_{уд}$ ГПВРД существенно выше импульса ЖРД, работающего на высококалорийном ракетном топливе (например, водородно-кислородного ЖРД с $J_{уд} = 4,65$ кН·с/кг). Удельный импульс тяги реального ГПВРД при достаточно высоких значениях α ($\alpha \geq 0,8$) с увеличением

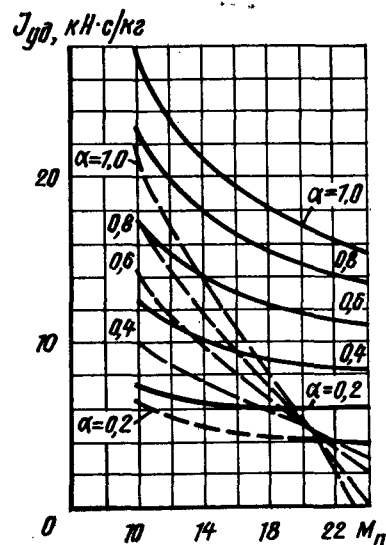


Рис. 15.25. Высотно-скоростные характеристики ГПВРД. План полета по «коридору», рис. 15.24 ($M_B = 0,5 M_n$, топливо—водород, $T_{H_2} = 20$ К), — идеальное ГПВРД $\Delta S_v = 0$, — — — ГПВРД нерегулируемый, $M_{пр} = 10$, диффузор плоский, односкачковый $\Delta S_{v \max} = 0,4$

чисел M_n ухудшается быстрее, чем удельный импульс тяги идеального двигателя, а при работе на богатых смесях ($\alpha = 0,2 \dots 0,4$) темп снижения удельного импульса и коэффициента тяги с ростом чисел M_n существенно замедляется, что объясняется возрастанием роли ракетной составляющей силы тяги из-за массоподвода при глубоком переобогащении смеси в условиях значительного снижения абсолютной тяги.

Дроссельные характеристики идеального и реального ГПВРД, использующих в качестве горючего водород, приведены на рис. 15.26. Видно, что закономерности изменения J_{yd} от коэффициента тяги существенно зависят от уровня потерь в проточной части. Так, из сопоставления дроссельных характеристик идеального ГПВРД с соответствующими характеристиками реального ГПВРД (при $\Delta S_{v \max} = 0,4$) видно, что увеличение потерь в проточной части, обуславливающее уменьшение значений импульса тяги, одновременно приводит к уменьшению оптимальных значений α тем более значительному, чем выше M_n . Так, если в идеальном ГПВРД оптимальные значения α существенно больше 1,0, то в реальном ГПВРД α_{opt} от 1,4 ... 1,6 при $M_n = 8 \dots 10$ снижается до $\alpha_{opt} < 0,2$ при $M_n = 24$.

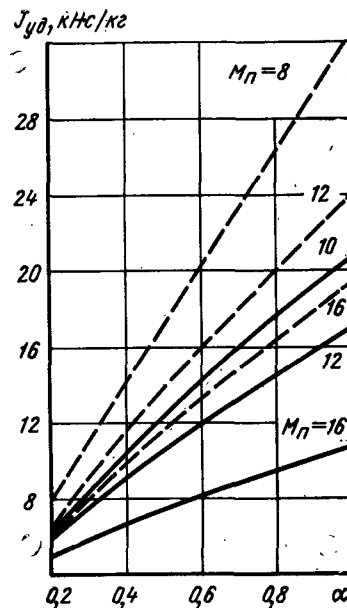


Рис. 15.26. Дроссельные характеристики ГПВРД (топливо—водород, $T_{H_2} = 20$ К), — идеальное ГПВРД, — — — нерегулируемый ГПВРД, $M_{пр} = 10$

ГЛАВА 16. КОМБИНИРОВАННЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Силовые установки летательных аппаратов с автономным стартом, работающие в широком диапазоне скоростей полета, должны обладать известной адаптивностью к режимам полета, т. е. иметь приемлемые массовые показатели и достаточно невысокие удельные расходы топлива на малых высотах и скоростях полета и при полете аппарата с большой скоростью в условиях малой плотности атмосферного воздуха.

Этим требованиям могут удовлетворять, в первую очередь, составные силовые установки, представляющие собой механическую комбинацию устанавливаемых на летательный аппарат двигателей различных типов, каждый из которых обладает удовлетворительными характеристиками в ограниченной области режимов полета. Однако такие силовые установки обладают некоторыми органическими недостатками. При одновременной работе двигателей, образующих составную силовую установку, невозможно обеспечить оптимальные условия работы каждого из них на всех режимах работы. Так, например, при использовании составной силовой установки, состоящей из ТРД и ЖРД, нельзя достичь высокой эффективности двигателей обоих типов в широком диапазоне режимов полета (на умеренных скоростях из-за низкой эффективности ЖРД, а при числах $M_n > 4,0$ — из-за низкой эффективности ТРД). При последовательной работе двигателей, образующих составную силовую установку, ухудшаются ее массовые показатели, так как на различных участках полета вместе с полезным грузом транспортируется неработающий двигатель.

Отмеченных недостатков составных силовых установок в известной степени лишены так называемые комбинированные двигатели, представляющие собой органическое соединение отдельных агрегатов реактивных двигателей различных типов в одном сложном реактивном двигателе.

16.1. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ И ПРИНЦИПЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ КОМБИНИРОВАННЫХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Комбинированными называются двигатели, представляющие собой органическое сочетание реактивных двигателей (воздушно-реактивных или ракетных) в общей двигательной установке. Можно выделить две основные группы комбинированных двигателей:

1) двигатели комбинированных циклов, органически сочетающие циклы различных исходных двигателей в пределах тракта с обменом энергией между составляющими циклы процессами;

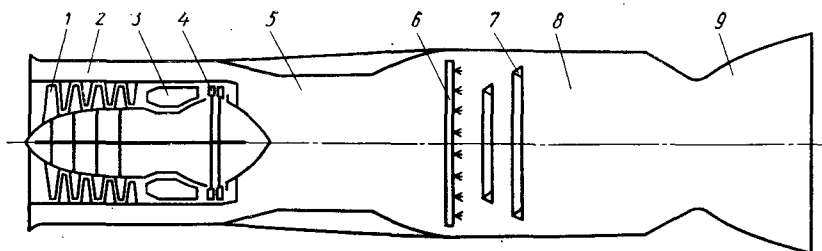


Рис. 16.1. ТРДП эжекционного типа:

1 — компрессор; 2 — канал; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — камера смешения; 6 — блок форсунок; 7 — стабилизаторы; 8 — затурбинная камера сгорания; 9 — регулируемое сопло

2) комбинированные двигатели, использующие общие элементы для реализации различных процессов в разных условиях (режимах полета и режимах работы).

Исходными базовыми двигателями для комбинированных РД обеих групп могут служить либо только воздушно-реактивные двигатели, либо только ракетные двигатели, либо воздушно-реактивные и РД. В качестве примеров двигателей первой группы можно назвать турбопрямоточные двигатели эжекторного типа (ТРДП), в которых ТРД используется в качестве эжектора прямоточного ВРД (рис. 16.1). К ним также могут быть отнесены даже обычные ТРДД, в которых свободная энергия контура высокого давления передается вентилятору.

Примером комбинированных двигателей, органически сочетающих свойства ВРД и РД, может служить ракетно-турбинный двигатель (РТД), в котором энергия продуктов сгорания топлива РД передается атмосферному воздуху, сжимаемому в компрессоре и сгорающему затем в смеси с продуктами сгорания РД в общей камере сгорания за турбиной — РТД со смешением потоков (рис. 16.2) или в самостоятельной камере сгорания — РТД без

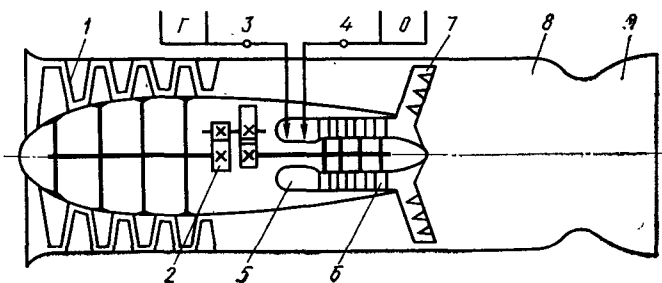


Рис. 16.2. Ракетно-турбинный двигатель со смешением потоков:

1 — компрессор; 2 — редуктор; 3 — насос горючего; 4 — насос окислителя; 5 — газогенератор; 6 — турбина; 7 — стабилизаторы; 8 — камера сгорания; 9 — реактивное сопло

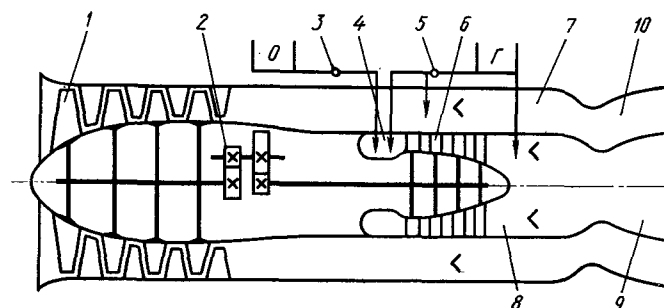


Рис. 16.3. Ракетно-турбинный двигатель с разделенными контурами:

1 — компрессор; 2 — редуктор; 3 — насос окислителя; 4 — газогенератор; 5 — насос горючего; 6 — турбина; 7 — камера сгорания воздушного контура; 8 — камера сгорания ракетного контура; 9 — реактивное сопло ракетного контура; 10 — реактивное сопло воздушного контура

смешения потоков (рис. 16.3). К двигателям этого типа также относятся ракетно-прямоточные двигатели, в которых роль струйного эжектора прямоточного ВРД играет ракетный двигатель, продукты сгорания которого сжимают атмосферный воздух ПВРД, и смешиваются с этим воздухом (РПД со смешением) или догорают затем в смеси с воздухом в камере (РПД с догоранием) (рис. 16.4). В зависимости от типа ракетного двигателя в РТД или РПД могут использоваться жидкие, твердые и гибридные топлива.

К двигателям второй группы могут быть отнесены такие, как, например, ракетный двигатель твердого топлива, камера сгорания которого после выгорания заряда твердого топлива используется в качестве камеры сгорания прямоточного ВРД или, например,

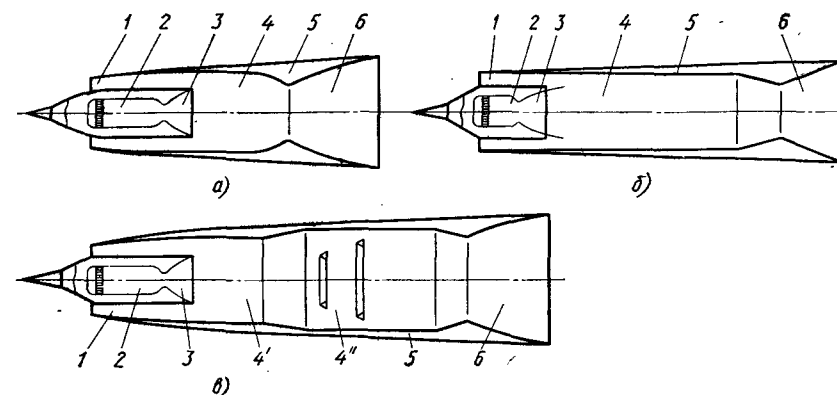


Рис. 16.4. Ракетно-прямоточные двигатели:

а — РД с воздушным форсированием (РПДэ и РД с дожиганием); б — ракетно-прямоточный двигатель жидкого топлива (РПДЖ); в — ракетно-прямоточный двигатель с разделенными камерами смешения и сгорания: 1 — сопло газогенератора; 2 — газогенератор; 3 — сопло газогенератора; 4 — камера смешения (и сгорания); 4' — камера смешения; 4'' — камера сгорания; 5 — корпус прямоточного контура; 6 — реактивное сопло

безэжекторный турбопрямоточный двигатель (ТРДП), в котором камера сгорания ТРДФ по достижении определенной скорости полета используется в качестве камеры сгорания прямоточного ВРД (при отключении турбокомпрессора или переводе его на режим авторотации).

Основные процессы, составляющие циклы любых двигателей, использующих химическое топливо, — процессы горения и истечения — не зависят от типа двигателя, а определяются параметрами и составом газа в камере сгорания и перепадом давлений в реактивном сопле. Параметры процесса сжатия определяются схемой двигателя, так как сжатие воздуха в ПВРД осуществляется в воздухозаборнике, а в комбинированных двигателях — в воздухозаборнике и дополнительном устройстве, энергия к которому подводится от агрегатов, работающих по круговому процессу и играющих роль генераторов мощности.

В качестве устройства для дополнительного сжатия воздуха служат: струйный нагнетатель (эжектор) в ракетно-прямоточных двигателях, турбореактивный двигатель в турбопрямоточных ВРД, компрессор в ракетнотурбинном двигателе и т. д. Степень повышения давления в этом дополнительном устройстве определяется в процессе термогазодинамического расчета двигателя конкретной схемы. В ТРДП величина $\pi_{\text{доп}} = \pi_c^*/\pi_v^*$ рассчитывается на основе определения параметров газа за турбиной путем совместного решения уравнений расхода и баланса работ компрессора и турбины. В РПД значение $\pi_{\text{доп}} = \pi_c^* = p_{\text{эж}}^*/p_v^*$ — степень повышения давления воздуха в струйном компрессоре (эжекторе) — определяется на основе решения системы основных уравнений сохранения (массы, энергии и движения), связывающих параметры на входе в эжектор (выходе из воздухозаборника) и выходе из камеры смещения (на входе в камеру сгорания). В РТД величина $\pi_{\text{доп}} = \pi_k^* = P_k^*/P_v^*$ — степень повышения давления в компрессоре — либо задается, либо определяется по заданной характеристике компрессора для соответствующих значений приведенной частоты вращения ротора компрессора, либо (при отсутствии характеристики компрессора) оценивается из уравнения баланса работ компрессора и турбины по заданным значениям работ турбины и политропического КПД компрессора.

Расчет удельных параметров комбинированных двигателей различных схем для заданных режимов полета (M_n, H) и работы двигателя, определяемых сортом топлива, коэффициентами избытка окислителя $\alpha_{п.г}$ и α_{Σ} , производится в следующей последовательности.

1. Определяется отношение давлений в реактивном сопле по уравнению $\pi_c^* = \sigma_{вх} \sigma_{тв} \pi_{\text{доп}}$.

2. По методике расчета параметров потока в процессе сгорания (гл. 15) определяется теплосодержание продуктов сгорания на выходе из комбинированного двигателя i_r^* .

3. По заданным значениям π_c^* и i_r^* определяются скорость истечения, удельные тяга и импульс тяги. Уравнения для определения удельной тяги и удельного импульса комбинированного двигателя любой схемы имеют точно такой же вид, что и уравнения для расчета удельных параметров ПВРД

$$P_{\text{уд}} = (1 + q_T) c_c - V_{\text{п}};$$

$$J_{\text{уд}} = \frac{(1 + q_T) c_c - V_{\text{п}}}{q_T}.$$

16.2. ТУРБОПРЯМОТОЧНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

К комбинированным двигателям, рассчитанным на работу в широком диапазоне режимов полета, относятся турбопрямоточные двигатели, сочетающие высокую термодинамическую эффективность ТРД и ТРДФ в условиях M_n от 0 до 2,0 ... 3,0 с удовлетворительными параметрами и работоспособностью элементов конструкции ПВРД при числах $M_n \geq 3,5 \dots 4,0$.

Схема турбопрямоточного двигателя на базе одноконтурного ТРДФ представлена на рис. 16.5, а на базе двухконтурного ТРД — на рис. 16.6. В этих двигателях форсажная камера ТРДФ (см. рис. 16.5) или ТРДДФ (см. рис. 16.6) представляет собой одновременно и камеру сгорания прямоточного двигателя, образуемого путем отключения турбокомпрессорного контура с помощью специального механизма перекрытия, соединения канала прямоточного контура с входным воздухозаборником и подачи топлива непосредственно в камеру сгорания. В ряде случаев (особенно при использовании турбопрямоточного двигателя на базе ТРДД — ТРДДП) существует возможность отказа от использования механизма перекрытия контуров путем перевода турбокомпрессора на режим авторотации.

Турбопрямоточный двигатель на базе двухконтурного двигателя может иметь меньшую длину, чем турбопрямоточный двигатель на основе ТРД (ТРДП), так как камера сгорания ТРДДП

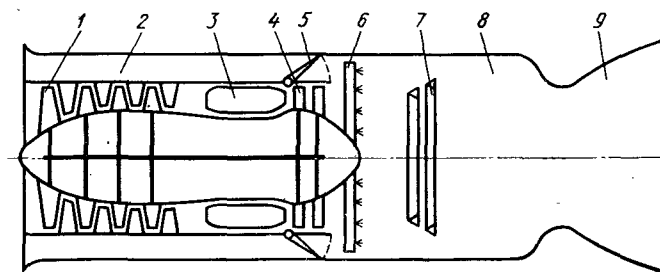


Рис. 16.5. Турбопрямоточный двигатель с форсажно-прямоточной камерой на основе ТРДФ:

1 — компрессор; 2 — канал прямоточного контура; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — механизм перекрытия прямоточного контура; 6 — топливный коллектор; 7 — стабилизаторы; 8 — камера сгорания; 9 — реактивное сопло

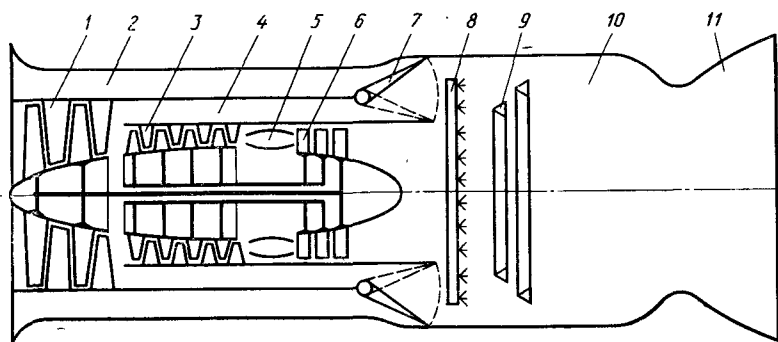


Рис. 16.6. Турбопрямоточный двигатель с форсажно-прямоточной камерой на основе ТРДДФ:

1 — вентилятор; 2 — канал прямоточного контура; 3 — компрессор высокого давления; 4 — канал вентиляционного контура; 5 — камера сгорания ТРДД; 6 — турбина; 7 — механизм перекрытия контуров; 8 — топливный коллектор; 9 — стабилизаторы; 10 — камера сгорания ТРДДП; 11 — реактивное сопло

вписывается в мидель двигателя из-за большего размера вентиляторного контура. Это создает благоприятные условия для уменьшения массы такого двигателя по сравнению с ТРДП, имеющего такую же тягу в условиях расчетного режима при большой скорости полета. К числу основных достоинств ТРДДП также следует отнести: высокую эффективность в широком диапазоне режимов работы, более низкий уровень шума в условиях старта и малых скоростей полета, чем в ТРД и ТРДП, широкий диапазон изменения тяги при постоянном расходе воздуха через двигатель.

Целесообразность применения турбопрямоточного двигателя на базе одноконтурного или двухконтурного ТРД определяется назначением аппарата: если преследуются цели достижения максимальной экономичности в условиях малых (дозвуковых) скоростей полета и высокой эффективности в условиях крейсерского полета на больших скоростях ($M = 4,5 \dots 5,0$) или больших избытков тяги на разгонных режимах при малой удельной массе двигателя, то наиболее подходящий тип двигателя — ТРДДП. Если же решающую роль имеет высокая эффективность двигателя в условиях больших скоростей полета, то наряду с ТРДДП может рассматриваться и ТРДП (турбопрямоточный двигатель на базе одноконтурного ТРД).

Характеристики рассмотренных типов турбопрямоточных двигателей, работающих в области умеренных скоростей полета на турбокомпрессорном, а в области больших скоростей полета на прямоточном режиме, не отличаются по существу с точностью до уровня потерь в элементах от характеристик ТРД (или ТРДД) и ПВРД в соответствующих условиях полета. Характеристики упомянутого выше ТРДП эжекционного типа из-за больших потерь при смешении потоков и большой массы уступают характеристикам ТРДП и ТРДДП и поэтому ТРДП этого типа не нашел применения.

16.3. РАКЕТНО-ТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Основные типы и особенности цикла. Многочисленные разновидности схем РТД, содержащиеся в различных литературных источниках и реализованные в ряде выполненных конструкций, могут быть сведены к упомянутым выше РТД со смешением парогазового и воздушного потоков и РТД без смешения потоков (см. рис. 16.2 и 16.3).

По конструктивным особенностям РТД могут быть разделены на две основные группы: РТД без редукторной связи роторов компрессора и турбины и РТД с редуктором, понижающим частоту вращения ротора компрессора по сравнению с ротором турбины, что позволяет при больших значениях $\pi_{к.0}$ и малых относительных расходах рабочего тела в турбине избежать чрезвычайного увеличения числа ступеней, габаритных размеров и массы турбины.

По типу используемого топлива РТД можно разделить на двигатели, использующие компоненты ракетного топлива и на двигатели, использующие горючее (воздушно-реактивные РТД). Рабочий процесс ракетно-турбинного двигателя целесообразно представить состоящим из двух самостоятельных циклов:

1) ракетного цикла, т. е. кругового процесса изменения состояния топлива, служащего для вырабатывания энергии, передаваемой основному циклу.

2) основного цикла, представляющего собой круговой процесс изменения параметров воздуха, поступающего в двигатель.

Ракетный цикл РТД состоит из процессов повышения давления в камере газогенератора $n-k$, теплоподвода в газогенераторе $k-g$, расширения на турбине $g-k$, процесса смешения с воздухом при примерно постоянном давлении $k-k_1$ (в двигателе со смешением потоков), теплоподвода в камере сгорания k_1-g (в двигателе со смешением потоков) или $k-g$ (в двигателе без смешения) и расширения продуктов сгорания в реактивном сопле $g-s$ (рис. 16.7).

Воздушный цикл РТД состоит из тех же самых процессов, что и воздушный цикл обычного турбореактивного двигателя. Различие состоит только в том, что повышение давления воздуха в компрессоре осуществляется в результате подвода энергии от ракетного цикла путем привода компрессора от турбины, работающей на ракетном топливе. Поэтому при равных значениях степени повышения давления в компрессоре обычного турбореактивного двигателя и РТД степень повышения давления газа в сопле последнего в π_s^* раз выше, чем в сопле ТРД.

Вследствие того, что температура газа в камере сгорания ТРД ограничивается жаропрочностью турбинных лопаток, а температура газа в камере сгорания РТД — условиями охлаждения камеры и сопла, то допустимая температура цикла РТД может быть выбрана заметно выше, чем T_s^* в ТРД. Иначе, располагаемая ра-

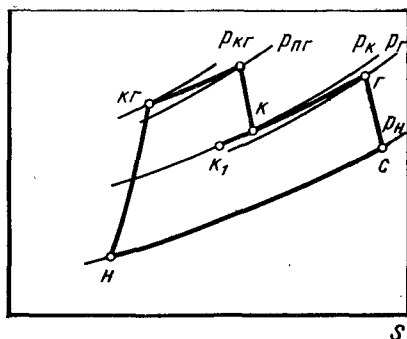


Рис. 16.7. Изображение ракетного цикла РТД в i - S -диаграмме (p_i — давление в характерных точках цикла)

работ циклов РТД и ТРДФ будет определяться различным уровнем давления перед соплами обоих типов двигателей. Отношение этих работ при $\pi_{\text{РТД}}^* = \pi_{\text{ТРДФ}}^*$ всегда больше единицы. Поэтому увеличение работы идеального цикла РТД по сравнению с ТРДФ определяется исключительно увеличением отношения давления в реактивном сопле РТД в π_t^* раз, если использовать двигатели с одним и тем же значением π_k^* .

Выражение для термического КПД цикла РТД имеет такой же вид, что и КПД цикла ТРДФ. Отличие количественное и заключается в том, что если в идеальном РТД степень повышения давления в цикле при $M_n = 0$, $H = 0$ $\pi_{\text{доп}} = \pi_k^*$, то в идеальном ТРДФ $\pi_{\text{доп}} = \pi_c^*$. Поэтому отношение термического КПД идеального цикла РТД к КПД идеального цикла ТРДФ при одинаковой степени теплоподвода и одинаковом сорте топлива, т. е.

при $T_g^* = T_{\text{ф}}^* \eta_{\text{РТД}} / \eta_{\text{ТРДФ}} = \left(1 - 1/\pi_k^{*\frac{k-1}{k}}\right) / \left(1 - 1/\pi_c^{*\frac{k-1}{k}}\right)$ всегда больше единицы.

Предельные возможности двигателей обоих типов можно установить при сопоставлении работ РТД и ТРД при равных значениях H и q_t , и при максимальных величинах работ расширения двигателей обоих типов, соответствующих $\pi_t^* \rightarrow \infty$. Результаты такого сопоставления свидетельствуют о том, что работа РТД тем значительно превышает работу ТРД, чем ниже исходные значения π_k^* и выше температура цикла в сравниваемых двигателях при $T_{\text{г}}^* = T_{\text{п.г}}^*$. При определенных значениях π_k^* , зависящих от величины температуры газа в цикле, предельная работа ТРД начинает превышать предельную работу ракетно-турбинного двигателя.

Увеличение удельной теплоты сгорания топлива, например, при переходе от керосина к водороду расширяет область, в которой РТД имеет преимущества перед ТРД. Сравнение РТД с ТРДФ

показывает, что при $T_g^* = T_{\text{п.г}}^* > 1400 \text{ К}$ при $T_{\text{ф}}^*_{\text{РТД}} = T_{\text{ф}}^*_{\text{ТРДФ}} \geq 1600 \text{ К}$ во всей области рабочих значений π_k^* РТД превосходят ТРДФ, т. е. что при переходе к форсированным режимам преимущества РТД возрастают. Физический смысл такого улучшения характеристик заключается в том, что если в РТД при увеличении относительного расхода топлива наряду с ростом физического теплосодержания на выходе из двигателя одновременно возрастает и работа турбины, приводящая к росту значений π_c^* , то при форсировании ТРД увеличение q_t при $T_g^* = \text{const}$ определяет увеличение работы, главным образом, вследствие повышения физического теплосодержания рабочего тела на выходе из двигателя без увеличения π_c^* .

Удельные параметры и основные данные РТД

Удельные параметры РТД (удельный расход топлива $c_{\text{уд}}$ и удельная тяга $P_{\text{уд}}$) в общем случае определяются:

сортом и составом газогенераторного топлива (H_u и $\alpha_{\text{пт}}$) и степенью расширения его на турбине π_t^* , однозначно определяющими температуру газа перед турбиной $T_{\text{пг}}^*$, мощность турбины N_t и реализуемые значения степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* ;

теплосодержанием газа на выходе из двигателя i_g^* , зависящим от суммарного коэффициента избытка окислителя α_x и определяющим температуру $T_{\text{ф}}^*$ и работоспособность $RT_{\text{ф}}^*$ продуктов сгорания топливо-воздушной смеси в камере.

При использовании топлива определенного сорта в качестве основных параметров поэтому могут рассматриваться: температура перед турбиной $T_{\text{пг}}^*$ и в форсажной камере $T_{\text{ф}}^*$, степень повышения давления в компрессоре π_k^* и величина работы турбины L_t .

Увеличение температуры газа перед турбиной при $\pi_{k0}^* = \text{const}$ и $\alpha_x = \text{const}$ приводит к росту удельной тяги в условиях старта ценою некоторого ухудшения экономичности двигателя. Увеличение степени повышения давления в компрессоре π_{k0}^* при заданной тяге в расчетных условиях полета (заданном миделевом сечении входного воздухозаборника) наряду с увеличением удельной тяги как в расчетных, так и в нерасчетных условиях полета приводит к росту абсолютной тяги не только вследствие роста удельной тяги, но и увеличения расхода воздуха на всех нерасчетных режимах полета, обусловленных расширением диапазона изменения производительности компрессора с ростом π_{k0}^* . Одновременно с этим при повышении π_{k0}^* растет и масса двигателя, главным образом, вследствие утяжеления турбокомпрессора. Удельная масса двигателя при этом в стартовых условиях ($H = 0$, $M = 0$) достигает минимальных значений при определенных значениях π_{k0}^* , зависящих от сорта топлива и параметров рабочего процесса.

Результаты расчетов влияния степени повышения давления в компрессоре π_{k0}^* на закономерности изменения удельного расхода топлива, относительной удельной массы двигателя, отно-

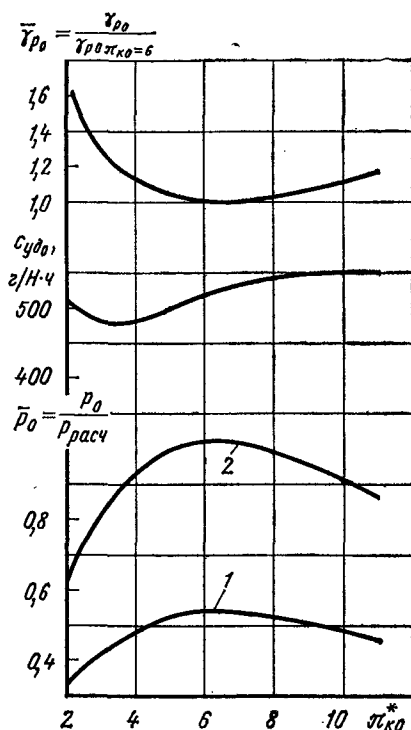


Рис. 16.8. Влияние степени повышения давления воздуха в компрессоре на основные данные РТД (Топливо — керосин + азотная кислота, $M = 0$, $H = 0$, $M_p = 4,0$, $H \geq 11$ км, $\alpha_{\Sigma} = idem$, $\alpha_{п.г} = idem$). 1 — расчетный режим — РТД; 2 — расчетный режим — ПВРД ($\bar{\gamma}_{p0} = \gamma_{p0} / \gamma_{p0, \pi_{k0}^* = 6}$) — отношение удельной массы РТД к удельной массе РТД при $\pi_{k0}^* = 6$, $L_t = 1170$ кДж/кг

сительной тяги двигателя при $M = 0$, $H = 0$ (отношения тяги двигателя к тяге в расчетных условиях), выполненные в предположении сохранения одинаковых масс и абсолютных внутренних тяг РТД, в которых в качестве топлива используют керосин и азотную кислоту, приведены на рис. 16.8. Видно, что при любых условиях выбора расчетного режима работы двигателя (на турборакетном или прямоточном режимах) целесообразные значения

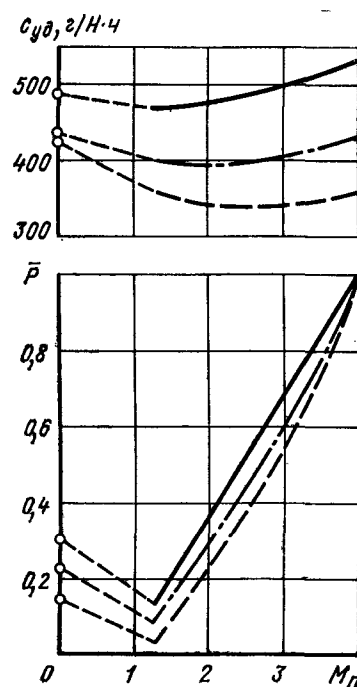
π_{k0}^* расположены в диапазоне $\pi_{k0}^* = 3,0 \dots 6,0$; как в области меньших значений π_{k0}^* ($\pi_{k0}^* < 3,0$), так и в области $\pi_{k0}^* > 6 \dots 7$ одновременно с увеличением удельного расхода топлива увеличивается удельная масса и падает относительная тяга двигателя. Увеличение работы турбины при неизменных значениях α_{Σ} , $T_{пг}^*$ и π_{k0}^* , приводя к уменьшению доли жидкого окислителя в ракетном топливе, определяет уменьшение удельных расходов топлива при незначительном снижении удельной тяги двигателя. Одновременно с этим увеличение L_t приводит к утяжелению двигателя и к возрастанию удельной массы РТД. Максимальная величина L_t ограничивается допустимыми условиями жаростойкости и жаропрочности турбинных лопаток температурой газа, перед турбиной, максимально допустимыми давлением в камере газогенератора и массой двигателя. При максимально допустимых значениях $p_{пг}^* = 30000$ кПа и $T_{пг}^* = 1400$ К в РТД с азотно-керосиновым газогенератором при $\alpha_{\Sigma} = 1,0$ целесообразные значения L_t находятся в диапазоне $L_t = 900 \dots 1500$ кДж/кг.

Характеристики РТД

Высотно-скоростные характеристики РТД, рассчитанные в соответствии с выявленными общими принципами регулирования двигателя на режимах максимальных тяг приведены на

Рис. 16.9. Скоростные характеристики РТД: $H = 11$ км, $M_{пр} = 4,0$ (Топливо — керосин + азотная кислота, $\alpha_{\Sigma} = 1,0$). — $\pi_{k0}^* \approx 6,0$; — $\pi_{k0}^* = 3,0$; - - - $\pi_{k0}^* = 2,00$ — $H = 0$, $M = 0$

рис. 16.9. Видно, что в РТД так же, как и в ТРДФ, увеличение π_{k0}^* при $\alpha_{\Sigma} = const$ приводит к значительному повышению тяги на всех нерасчетных режимах полета и взлете ценою ухудшения экономичности РТД вследствие роста доли окислителя в газогенераторном топливе с увеличением π_{k0}^* . Сравнение характеристик РТД с регулируемыми и неизменными сечениями проточной части показывает, что при выборе одних и тех же значений π_{k0}^* , L_t и α_{Σ} в РТД с нерегулируемыми сечениями наряду с увеличением $C_{уд}$ обеспечивается более высокая взлетная тяга при более медленном нарастании ее по скорости полета. Этот результат объясняется, с одной стороны, переразмериванием компрессора для обеспечения потребного расхода воздуха в расчетных условиях полета из-за больших входных потерь и, следовательно, увеличением расхода воздуха в условиях старта, а с другой стороны, уменьшением относительного прироста расхода воздуха с увеличением скорости полета.



16.4. ВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ХЛАДОРЕСУРСА И ВЫСОКОЙ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВ

Улучшение эффективности цикла ВРД может быть достигнуто благодаря использованию хладоресурса криогенных топлив для уменьшения относительной работы сжатия, работоспособности топлива для увеличения относительной работы расширения и регенерации тепла с топливом для увеличения располагаемой работы при одновременном повышении термического КПД цикла. Эти пути использования хладоресурса и высокой работоспособности топлива для увеличения работы и КПД цикла двигателя явились основой для рассмотрения газотурбинных двигателей ряда новых схем.

В качестве примеров для выявления особенностей подобных двигателей целесообразно рассмотреть два наиболее характерных представителя: «пароводородный» ракетно-турбинный двигатель

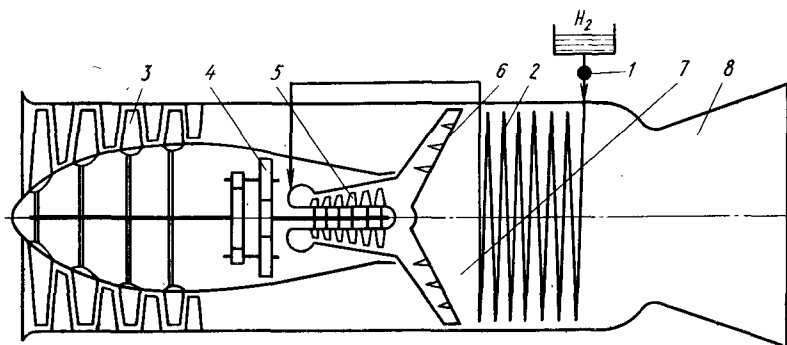


Рис. 16.10. «Пароводородный» ракетно-турбинный двигатель:

1 — насос жидкого водорода; 2 — теплообменник подогрева водорода; 3 — компрессор; 4 — редуктор; 5 — турбина; 6 — стабилизаторы; 7 — камера сгорания; 8 — реактивное сопло

(рис. 16.10) и ракетно-турбинный двигатель с системой сжижения (рис. 16.11). В «пароводородном» двигателе рабочим телом турбины, приводящей во вращение компрессор, служит газифицированный и подогретый в газоводородном теплообменнике водород. После расширения в турбине водород смешивается с воздухом, поступающим из компрессора, и сгорает в камере сгорания. Демонстрационный вариант двигателя такой схемы был создан и испытан фирмой Пратт-Уитни.

В «пароводородном» двигателе используется чрезвычайно высокая энергоемкость подогретого водорода (газовая постоянная водорода $R = 4,12$ кДж/кг·К, а его теплоемкость $c_p = 14,63$ кДж/кг·К); но не используется большой хладоресурс водородного горючего. При реальных значениях суммарного коэффициента избытка воздуха ($\alpha_2 \geq 1,1$) из-за малого относительного расхода рабочего тела через турбину, составляющего 1/38 расхода воздуха через компрессор, максимальная величина достижимой степени повышения давления воздуха в компрессоре такого типа двигателя даже при температуре $T_{H_2} = 1200$ К составляет при $M = 0$, $H = 0$, $\pi_{k0 \max}^* = 5,0$, что ограничивает термический КПД и основные данные двигателя этой схемы на режиме максимальной тяги¹.

В ракетно-турбинном двигателе с сжижением воздуха (см. рис. 16.11) относительный расход рабочего тела через турбину в три—пять раз превышает расход рабочего тела через турбину двигателя «пароводородной» схемы. Использование хладоресурса и работоспособности водорода в двигателе этой схемы позволяет получить большие степени повышения давления в компрессоре и более высокий термический КПД, чем в двигателе «пароводородной» схемы.

¹ Максимальная величина температуры T_{H_2} ограничивается жаростойкостью стенок теплообменника подогрева водорода.

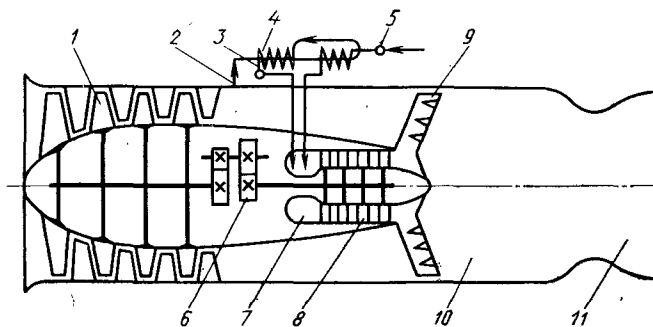


Рис. 16.11. Ракетно-турбинный двигатель с сжижением воздуха:

1 — компрессор; 2 — отбор воздуха; 3 — теплообменник-конденсатор; 4 — насос сжиженного воздуха; 5 — насос жидкого водорода; 6 — редуктор; 7 — водородно-воздушный генератор; 8 — турбина; 9 — стабилизатор; 10 — камера сгорания; 11 — реактивное сопло

Более низкая, чем в ТРДФ, лобовая масса и высокие значения удельной тяги воздушно-реактивных двигателей, в которых используются хладоресурс и высокая работоспособность криогенного топлива, определяют вероятные преимущества этих двигателей перед ТРДФ по удельной массе, что в сочетании с высокими удельными параметрами на режимах максимального форсирования содержит потенциальные возможности и перспективы их широкого применения.

16.5. РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (РПД)

В зависимости от условий смешения и горения различают РПД с совмещенной камерой смешения и горения (см. рис. 16.4, б) и РПД с раздельными камерами смешения и горения (см. рис. 16.4, в), в котором за камерой смешения расположен диффузор, тормозящий поток перед поступлением в камеру сгорания. В этом двигателе рабочий процесс может быть организован более эффективно в результате улучшения условий сжатия воздушного потока и теплоподвода. Но такой двигатель имеет большие габаритные размеры, более низкую лобовую тягу и большую массу, чем РПД с совмещенными камерами смешения и горения.

Принципы организации рабочего процесса в двигателе такого типа с успехом могут быть использованы при создании так называемых ракетных двигателей с воздушным форсированием, т. е. обычных ракетных двигателей, вокруг кормовой части которых устанавливается эжекторный сопловой насадок, в котором дополнительно сжимается атмосферный воздух и частично дожигаются продукты неполного сгорания ракетного топлива.

Термодинамические процессы в ракетно-прямоточном двигателе, подобно рабочему процессу РТД, удобно представлять состоящими из ракетного и воздушного циклов. Эффективность РПД, как любого комбинированного реактивного двигателя, будет определя-

ться, с одной стороны, степенью завершенности процесса тепловыделения в пределах тракта двигателя, характеризуемого значением теплосодержания рабочего тела на выходе из камеры сгорания, а с другой стороны, — совершенством составляющих ракетный цикл процессов сжатия, расширения и энергообмена между рабочим телом газогенератора и воздухом. В качестве топлива РПД так же, как и в РТД, могут использоваться как однокомпонентные жидкие ракетные топлива с избытком горючего, так и твердые топлива с отрицательным балансом кислорода и, следовательно, с содержанием горючих компонентов в продуктах сгорания газогенераторного топлива.

В соответствии с этим в качестве жидких топлив могут использоваться окись этилена, гидразин, нитропарафиновые соединения и др. (однокомпонентные топлива), кислород + керосин, кислород + горючее на основе гидразина или нитроуглеводородных соединений, азотная кислота + керосин и другие двухкомпонентные топлива. Твердыми топливами РПДТ могут служить баллистические пороха с основой на базе нитроклетчатки и использованием нитроглицерина и других нитросоединений в качестве растворителя, обеспечивающего пластичность всей массы, и смеси топлив, представляющие собой механическую смесь минерального окислителя (например, перхлората аммония, содержащего высокий процент свободного кислорода) с высокомолекулярным органическим соединением на основе углеводорода, играющего роль связки. Однако в отличие от РТД в ракетно-прямоточных двигателях могут быть сняты ограничения, связанные с максимально допустимым значением $T_{\text{пр}}^*$, а также ограничения, которые определяют целесообразность использования в РТД топлив, в продуктах сгорания которых содержится минимальное количество частиц из-за возможности резкого ухудшения характеристик турбины. Поэтому характеристики упомянутых выше топлив (жидких, гибридных и, главным образом, твердых) могут быть заметно улучшены путем введения в эти топлива добавок металлов или их водородных соединений. Эти добавки увеличивают либо удельную теплоту сгорания топлива (например, бор, бериллий), либо его теплопроизводительность при относительно невысокой удельной теплоте сгорания.

Удельные параметры, основные данные и характеристики РПД

Удельный импульс $J_{\text{уд}}$, коэффициент тяги c_p и удельная масса ракетно-прямоточных двигателей так же, как и других типов комбинированных ракетных двигателей, определяются сортом топлива, основными параметрами рабочего процесса и режимом полета.

К числу основных параметров рабочего процесса РПД можно отнести: $m = \frac{G_{\text{в}}}{G_{\text{пр}}} = \frac{1}{q_{\text{т}}}$ — коэффициент эжекции или отно-

шение массового расхода воздуха к расходу газогенераторного топлива; $\bar{p} = \frac{p_{\text{пр}}^*}{p_{\text{в}}^*}$ — отношение давления в камере газогенера-

тора к полному давлению воздуха на входе в камеру РПД и $\alpha_{\text{пр}}$ — коэффициент избытка окислителя в камере газогенератора. Последние два параметра — отношение \bar{p} и $\alpha_{\text{пр}}$ в общем случае определяют импульс газогенератора $J_{\text{уд пр}}$, который часто рассматривается в качестве основного параметра РПД (особенно в РПДТ, где величина $J_{\text{уд}}$ при $m = 0$, равная импульсу газогенератора, определяется рецептурой топлива и перепадом давлений в реактивном сопле). Удельные параметры РПД при различных режимах работы ($\alpha_{\text{пр}}$, m и \bar{p}) и полета ($M_{\text{п}}$ и H) могут быть определены как из условия выбора оптимальных по удельному импульсу значений $\alpha_{\text{пр}}$, m и \bar{p} , что соответствует условиям идеального регулирования состава рабочего тела и основных элементов РПД на всех режимах полета и работы, так и из условия выбора фиксированных геометрических размеров двигателя. Первое условие соответствует как бы идеально регулируемому РПД, а второе — работе реального РПД с нерегулируемыми сечениями по проточной части.

В РПД без дожигания топлива в воздушном потоке присоединение воздушной массы к струе продуктов горения и последующее смешение их с воздухом приводит к увеличению удельного импульса исходного ракетного двигателя тем более значительному, чем меньше потери в проточной части РПД и больше отношение температур смешиваемых потоков $T_{\text{пр}}^*/T_{\text{в}}^*$. В РПД с дожиганием топлива (рис. 16.4. а, б) в воздушном потоке прирост $J_{\text{уд}}$ и соответственно увеличение коэффициента тяги возрастают из-за утилизации тепловой энергии топлива.

На рис. 16.12 приведена скоростная характеристика РПД, в котором в качестве топлива используют азотную кислоту и керосин при $\alpha_{\text{пр}} = 0,8$, $\alpha_{\text{з}} = 1,25$, коэффициенте полноты сгорания $\eta_{\text{к.с}} = 0,9$ и отношении давлений $\bar{p} = 50$ при $m = \text{const}$, регулировании проходных сечений проточной части на расчетный режим и потерях полного давления в воздухозаборнике, равных потерям в оптимальной системе сжатия при двух косых и одном прямом скачках. Скоростные характеристики идеально регулируемого РПД при использовании твердого топлива с теплопроизводительностью $Q_{\text{max}} = 17000$ кДж/кг и $p_{\text{пр}}^* = 1961$ кПа на высоте $H = 12$ км и регулировании по закону $m = \text{const}$ приведены на рис. 16.13. Удельные параметры РПДТ в обоих случаях имеют экстремальные значения при определенных значениях чисел $M_{\text{п}}$, зависящих от коэффициента эжекции и высоты полета H .

Сопоставление характеристик ракетно-прямоточных и ракетных двигателей показывает, что РПД имеют более высокие удельные импульсы, чем РД, что, однако, достигается ценой увеличения его удельной массы по сравнению с РД. Сравнение характеристик ракетно-прямоточного и прямоточного двигателей показывает,

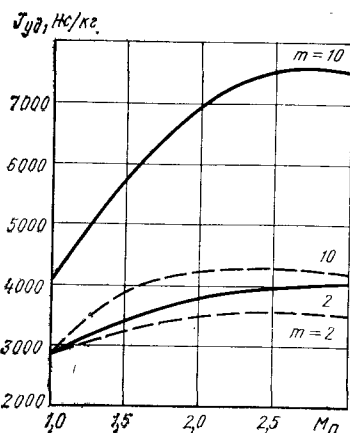


Рис. 16.12. Скоростные характеристики РПД с регулируемым сечением тракта. Воздухозаборник — двухскачковый с оптимальной системой торможения:

Топливо — керосин + азотная кислота,
 $Q_{\text{max}} = 6680$ кДж/кг, $\alpha_{\text{пр}} = 0,8$, $\alpha_{\Sigma} = 1,25$, $\eta_r = 0,9$, $\bar{p} = 50$). — РПД с дожигом, — — — РПД без дожига

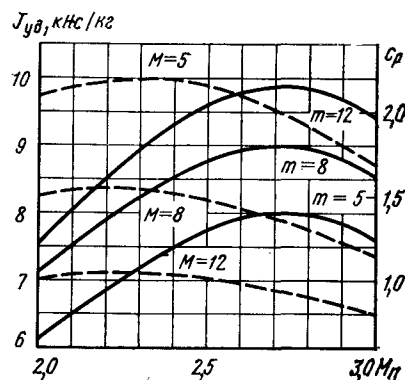


Рис. 16.13. Скоростные характеристики идеально-регулируемого РПД (твердое топливо с $Q_{\text{max}} = (H_u - Q_{\text{пр}}) \times \alpha_{\Sigma} + Q_{\text{пр}} = 17000$ кДж/кг, $p_{\text{пр}} = 1961$ кПа, $H = 12$ км).

— $J_{\text{уд}}$; — — — c_p

что РПД превосходит ПВРД по величине лобовой тяги, что объясняется увеличением давления в камере РПД по сравнению с

ПВРД из-за дополнительного сжатия воздуха продуктами сгорания газогенератора. При этом, если в ПВРД и РПД используется одно и то же топливо, то последний превосходит ПВРД и в экономичности. С увеличением скорости полета эти преимущества уменьшаются вследствие возрастания влияния сжатия воздуха продуктами сгорания газогенератора на суммарную степень повышения давления воздуха в двигателе. В наиболее распространенных случаях при использовании кислородсодержащего газогенераторного топлива РПД и горючего в ПВРД (т. е. при существенно большей удельной теплоте сгорания топлива ПВРД) ракетно-прямоточный двигатель, сохраняя преимущества в лобовой тяге, может уступать ПВРД в величине удельного импульса. Каждому из упомянутых типов РПД (РПДЖ, РПДТ и РПДГТ) присущи определенные достоинства и недостатки. В РПД жидкого топлива удается осуществить оптимальное регулирование состава смеси (относительное содержание горючего, окислителя и воздуха) по траектории полета, обеспечивающее возможность достижения максимальных значений удельного импульса на всех участках траектории. В то же время необходимость создания специальной системы топливоподачи, усложняющей конструкцию двигателя, эксплуатационные трудности использования токсичных и криогенных компонентов жидкого топлива так же, как и ограниченность сроков хранения изделия с РПДЖ в подготовленном (за-

правленном) состоянии, значительно усложняют использование этого двигателя на аппаратах различного назначения. В РПД гибридного топлива и в особенности в РПД твердого топлива достигаемые величины удельного импульса ниже, а желательное изменение состава топлива по траектории для оптимизации характеристик необходимо обеспечить путем специального проектирования конструкции заряда, при котором расход и состав топлива программируются для определенной расчетной траектории полета аппарата. Поэтому отклонение траектории аппаратов с РПДГТ или РПДТ от расчетной может привести к ухудшению характеристик двигателей. Ракетно-прямоточные двигатели твердого топлива конструктивно более просты, чем РПДЖ, так как не требуют специальной системы топливоподачи, и так же, как ракетные двигатели твердого топлива, допускают возможность длительного хранения изделия.

ЧАСТЬ VI

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Разработка конструкции нового двигателя, предназначенного для будущего самолета определенного назначения, начинается со стадии теоретического проектирования. Эта стадия включает в себя:

выбор потребного уровня основных параметров термодинамического цикла и показателей совершенства будущего двигателя;

расчетно-теоретическую оценку массы двигателя;

согласование двигателя с самолетом, при котором определяются наиболее выгодные тип двигателя, его тяга и основные параметры, дающие оптимальные характеристики системы «летательный аппарат—двигатель»;

определение «облика» двигателя, включающее рациональное формирование проточной части ГТД, согласование компрессоров и турбин, выбор числа их ступеней, определение общих габаритных размеров двигателя и размеров сечений тракта.

Таким образом, в результате *теоретического проектирования ГТД* получают исходные представления об общей схеме, параметрах, размерах, массе двигателя и основных его элементов. Эти данные в дальнейшем положены в основу детальных расчетов характеристик двигателя и разработки его конструкции в процессе детального проектирования.

На стадии теоретического проектирования ГТД широко используются методы автоматизированных расчетных и проектных исследований с помощью ЭВМ — так называемые *системы автоматизированного проектирования двигателей (САПРД)*.

Первые две задачи теоретического проектирования рассмотрены в предыдущих главах учебника, а две другие рассматриваются в гл. 17 и 18.

ГЛАВА 17. ВЫБОР РАЗМЕРА, ПАРАМЕТРОВ И ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ, ОПТИМАЛЬНЫХ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

17.1. ДВИГАТЕЛЬ КАК ЭЛЕМЕНТ СИСТЕМЫ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ». ЗАДАЧИ СОГЛАСОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ С САМОЛЕТОМ

Проблема согласования характеристик самолета и двигателя встает перед конструктором самолета, начиная с самых ранних этапов проектирования. Важнейшими задачами при решении этой проблемы являются выбор двигателя для проектируемого самолета и формирование программ управления режимами работы двигателя с учетом особенностей его функционирования в системе двигательной установки самолета. Эти задачи тесно связаны друг с другом и должны решаться одновременно в процессе проектирования самолета и двигателя.

Выбор двигателя. Современные воздушно-реактивные двигатели отличаются друг от друга по ряду признаков, основными из которых при формировании облика самолета и его двигательной установки являются: *тип и схема двигателя, параметры рабочего процесса, размер двигателя.*

Основными характеристиками двигателя, которые представляют интерес при проектировании самолета, являются тяга, удельный расход топлива, массовые и геометрические характеристики двигателя. Эти характеристики существенно зависят от типа двигателя, его параметров и размеров. Из этого многообразия двигателей конструктор самолета должен остановить свой выбор на одном двигателе, который способен обеспечить наилучшие данные проектируемому самолету.

В силовых установках современных самолетов применяются следующие типы двигателей.

Дозвуковые самолеты. Основными типами двигателей, применяющихся в настоящее время для дозвуковых самолетов, являются двухконтурные турбореактивные и турбовинтовые двигатели.

Оптимальные параметры двигателей в существенной мере зависят от назначения самолета, протяженности маршрута, скорости и высоты полета. Так, для магистральных пассажирских самолетов большой дальности целесообразным является применение двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности ($m = 5 \dots 8$). Для самолетов воздушных линий и магистральных самолетов малой дальности, т. е. для самолетов, имеющих крейсерский участок полета небольшой протяженности и значительное число взлетов, оптимальными становятся двигатели умеренной степени двухконтурности ($m = 2 \dots 3$).

Сверхзвуковые самолеты. На сверхзвуковых самолетах с максимальной скоростью полета, соответствующей числам $M = 2 \dots$

... 3, применяются одноконтурные турбореактивные двигатели с форсажной камерой и без нее и двухконтурные двигатели с форсажной камерой. Выбор типа двигателя и оптимальных значений параметров рабочего процесса двигателя в существенной мере зависит от назначения самолета и соотношения протяженности участков полета с дозвуковой и сверхзвуковой скоростью. Для многорежимного самолета, у которого значительная часть полета происходит на дозвуковых скоростях, целесообразным является применение ТРДДФ со степенью двухконтурности $m = 2,0 \dots 2,5$. Уменьшение доли дозвуковых участков в типовых профилях полета самолета снижает оптимальное значение степени двухконтурности до $m = 0,5 \dots 1,0$. И наконец, если преобладающими требованиями к самолету являются требования, выдвигаемые участком длительного полета вблизи поверхности земли со сверхзвуковой скоростью, то целесообразным может оказаться применение ТРДДФ с весьма малыми значениями степени двухконтурности $m = 0,2 \dots 0,3$ или даже переход к одноконтурному двигателю с форсажной камерой. Впрочем, при высоких значениях параметров рабочего процесса T_r^* и p_r^* целесообразным в этом случае может оказаться применение двигателей без форсажных камер.

Задача выбора оптимальной степени двухконтурности, казалось бы, решается просто. Чем выше степень двухконтурности двигателя t , тем меньше удельный расход его топлива $c_{уд}$ и тем больше дальность полета L самолета при заданной взлетной массе $M_{взл}$ или меньше взлетная масса самолета при заданной дальности полета. Однако увеличение степени двухконтурности двигателя сопровождается уменьшением тяги $P_{уд}$, т. е. тяги, приходящейся на 1 кг воздуха, проходящего через двигатель, или, что практически одно и то же, тяги, приходящейся на единицу площади входа в двигатель. Это значит, что для обеспечения потребной в полете тяги с ростом степени двухконтурности необходимо увеличивать размер двигателя F_v , что приводит к увеличению его массы $M_{дв}$ и габаритных размеров, а также ухудшению аэродинамических характеристик самолета (таких, как аэродинамическое качество K самолета).

Таким образом, задача выбора оптимальной степени двухконтурности, как и других параметров, а также размера двигателя является компромиссной и не может быть решена путем исследования двигателя в отрыве от самолета (рис. 17.1). Эта задача является довольно сложной и требует от исследователя знания самолета и двигателя, математики (в частности, математических методов оптимизации), умения владеть современными электронными вычислительными машинами, без применения которых невозможно выполнение таких работ.

Формирование оптимальных программ управления двигательной установкой. Эффективность применения двигателя на самолете в существенной мере зависит от эффективной работы других элементов двигательной установки (входного устройства, реактив-

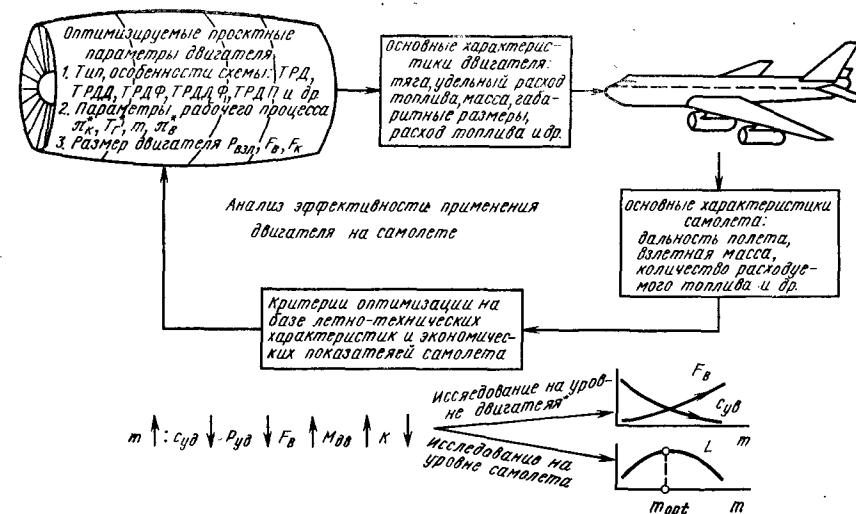


Рис. 17.1. Схема процедуры согласования двигателя с самолетом

ного сопла), от степени согласования режимов их совместной работы, от способности системы регулирования двигательной установки оптимальным образом реагировать на изменяющиеся условия полета (скорость полета, температуру наружного воздуха и т. д.). Величина потерь тяги двигателей, работающих в системе двигательной установки сверхзвукового самолета, составляет в настоящее время 10 ... 15 % и в отдельных случаях, в частности, в области транзвуковых скоростей полета на участке разгона — набора высоты самолета может достигать 25 ... 30 %.

Поэтому важнейшей задачей в проблеме согласования двигателя с самолетом является задача формирования оптимальных программ управления двигательной установкой, включая все ее элементы, с использованием критериев оценки эффективности, построенных на базе летно-технических и экономических показателей самолета.

Двигательная установка самолета, представляющая собой сложную систему, настроенную на определенный расчетный режим полета, работает зачастую в условиях, далеких от расчетных. Правильно спроектированная двигательная установка, характеристики которой хорошо согласуются с характеристиками самолета, в расчетных условиях обеспечивает максимальную эффективность самолета.

Изменение условий работы двигательной установки, вызванное, например, отклонением атмосферных условий или скорости полета от расчетных величин, приводит к ухудшению эффективности самолета вследствие рассогласования, во-первых, характеристик самолета и двигательной установки и, во-вторых, характеристик элементов самой двигательной установки. Основ-

ная задача системы автоматического управления двигательной установкой заключается в том, чтобы в максимальной степени устранить это рассогласование.

Для того чтобы самолет выполнил наилучшим образом поставленную задачу, необходимо в соответствии с фактическими условиями полета задавать определенные положения регулирующих органов двигательной установки. В качестве регулируемых параметров двигательной установки могут быть названы, например, угол поворота панели клина плоского воздухозаборника $\theta_{кл}$ (или величина перемещения центрального тела осесимметричного воздухозаборника), частота вращения ротора n (или одного из роторов) двигателя, температура газа в форсажной камере T_{ϕ}^* (или другой параметр, характеризующий степень форсирования), площадь критического сечения внутренних створок реактивного сопла $F_{кр}$, площадь выходного сечения реактивного сопла $F_{с.р}$ и др. Оптимальная программа управления двигательной установкой самолета представляет собой программу изменения регулируемых параметров двигательной установки (воздухозаборника, двигателя, реактивного сопла), при которой выбранный критерий оптимальности достигает экстремального значения.

Применение в системе управления двигательной установкой комплексных программ, учитывающих влияние таких факторов, как угол атаки самолета, температура наружного воздуха и других, позволяет повысить эффективность самолета. Особенно значительный выигрыш может быть получен при полете в нерасчетных атмосферных условиях.

Оптимальные программы комплексной системы управления двигательной установкой самолета имеют довольно сложный вид, требуют использования входной информации большого объема, должны быть выдержаны с высокой точностью. Поэтому реализация этих программ возможна лишь при условии применения электронных систем управления, включающих бортовые цифровые управляющие машины.

17.2. КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ

Источником энергии для установленных на самолете двигателей служит авиационное топливо. Поэтому одним из основных показателей, характеризующих топливную экономичность собственно двигателя, может быть удельный расход топлива.

Этот показатель, представляющий собой часовые затраты на создание единицы силы тяги, не дает, к сожалению, полного представления об эффективности двигателя как составной части самолета. Для того чтобы более полно охарактеризовать эффективность применения того или иного двигателя на самолете, необходимо согласовать характеристики двигателя с характеристиками самолета, приняв во внимание величину потребной тяги, массо-

вые, геометрические и аэродинамические данные двигательной установки.

Мерой топливной экономичности самолета в целом может служить величина километрового расхода топлива (q_k), представляющая собой затраты топлива при перемещении самолета на один километр (кг/км)

$$q_k = \frac{Pc_{уд}}{V_{п}}, \quad (17.1)$$

где $Pc_{уд}$ — часовой расход топлива (кг топл./ч); $V_{п}$ — скорость полета (км/ч).

На практике обычно используется относительная величина километрового расхода топлива, приходящаяся на один килограмм полетной массы самолета (1/км):

$$\bar{q}_k = \frac{Pc_{уд}}{V_{п}M_c}. \quad (17.2)$$

Для установившегося крейсерского полета должно быть выполнено условие равенства тяги двигателей P и лобового аэродинамического сопротивления самолета X , с одной стороны, а также подъемной силы крыла Y и силы веса самолета $G = M_cg$, с другой стороны,

$$P = X; Y = G.$$

Используя аэродинамическое качество самолета $K = Y/X$, преобразуем уравнение (17.2) следующим образом:

$$\bar{q}_k = \frac{gc_{уд}}{V_{п}K}. \quad (17.3)$$

Относительный километровый расход топлива имеет размерность 1/км. При анализе эффективности применения двигателей на самолете обычно используют величину, обратную относительному километровому расходу, называемую условной дальностью (км)

$$L_{усл} = \frac{KV_{п}}{gc_{уд}}. \quad (17.4)$$

Условная дальность, являющаяся функцией аэродинамического качества самолета и удельного расхода топлива, может быть использована в качестве критерия при исследовании эффективности применения двигателей на самолете.

Однако этот критерий не учитывает ряд весьма важных взаимосвязей, в том числе таких, как влияние параметров рабочего процесса и размера двигателя на его массу. Большинство же задач, решаемых при исследовании эффективности применения двигателей на самолете, связано с необходимостью изменения массы двигателя и его узлов. Поэтому при решении задач такого рода следует принять во внимание уравнение баланса масс самолета

$$M_c = M_{пл} + M_{д.у} + M_{пол.нагр} + M_{топл} \quad (17.5)$$

или после деления на массу самолета

$$1 = \bar{M}_{\text{пл}} + \bar{M}_{\text{д. у}} + \bar{M}_{\text{пол. нагр}} + \bar{M}_{\text{топл.}} \quad (17.6)$$

Тогда в качестве критерия оценки эффективности двигателя на начальном этапе проектирования можно использовать величину теоретической дальности, определяемую по известной формуле:

$$L_{\text{теор}} = \frac{KV_{\text{п}}}{gc_{\text{уд}}} \ln \frac{1}{1 - \bar{M}_{\text{топл}}} = \frac{KV_{\text{п}}}{gc_{\text{уд}}} \ln \frac{1}{\bar{M}_{\text{пл}} + \bar{M}_{\text{д. у}} + \bar{M}_{\text{пол. нагр}}} \quad (17.7)$$

Необходимо отметить, что эта формула позволяет вычислить только дальность крейсерского полета самолета при использовании всего имеющегося на борту топлива. Поэтому для получения более точного результата при формировании облика двигателя в процессе его проектирования следует учесть аэронавигационный запас топлива, а также затраты топлива на других участках траектории полета самолета (разгон—набор высоты, снижение—торможение, ожидание посадки в зоне аэродрома и т. д.), т. е. использовать в качестве критерия практическую дальность полета $L_{\text{практ}}$. Взлетная масса самолета при этом принимается постоянной. Изменение массы двигательной установки $M_{\text{д. у}}$ приводит в этом случае к изменению запаса топлива $M_{\text{топл}}$ и, следовательно, к изменению дальности полета $L_{\text{практ}}$. Масса полезной нагрузки $M_{\text{пол. нагр}}$ считается заданной.

В тех случаях, когда дальность полета и масса полезной нагрузки заданы и превышение их нецелесообразно (например, увеличение дальности полета самолета, предназначенного для эксплуатации на линии определенной протяженности) или невозможно (например, увеличение массы полезной нагрузки при недостаточном объеме отсеков), критерием оптимальности может быть взлетная масса самолета $M_{\text{взл}}$. Очевидно, что при прочих равных условиях производство самолета меньшей массы будет дешевле. Такой самолет будет расходовать меньше топлива и обладать рядом других преимуществ.

Более совершенными критериями оценки эффективности применения двигателей на самолете являются функции, составленные из различных летно-технических данных самолета. Из критериев такого вида при проектировании транспортных самолетов применяется величина относительной часовой производительности:

$$\bar{\Pi} = \frac{L_{\text{практ}} M_{\text{пол. нагр}}}{t_{\text{рейс}} M_{\text{взл}}} = V_{\text{рейс}} \bar{M}_{\text{пол. нагр}} \quad (17.8)$$

Этот критерий связывает такие важные характеристики, как взлетная масса самолета, масса полезной нагрузки, дальность и продолжительность полета ($V_{\text{рейс}}$ — среднерейсовая скорость).

Широко употребляемым в настоящее время критерием оценки эффективности двигателей на самолете, составленным из летно-

технических данных самолета, является приведенный расход топлива, приходящийся на 1 тонно-километр перевозимой полезной нагрузки (г/т·км):

$$Q_{\text{топл. пр}} = \frac{Q_{\text{топл. расх}}}{M_{\text{пол. нагр}} L_{\text{практ}}}, \quad (17.9)$$

где $Q_{\text{топл. расх}}$ — количество топлива, расходуемого самолетом за один полет.

Наиболее обоснованное суждение об эффективности применения двигателей на самолете можно сделать с помощью критериев, основанных на экономических показателях. Эти критерии учитывают как эффект от использования данного самолета, так и сумму затрат на его проектирование, производство и эксплуатацию. В качестве такого критерия для пассажирских самолетов может быть использована себестоимость перевозок, вычисляемая по следующей формуле (коп/т·км):

$$a = \frac{A}{K_{\text{загр}} M_{\text{пол. нагр}} V_{\text{рейс}}}, \quad (17.10)$$

где A — стоимость эксплуатации самолета в течение одного летного часа, руб/самолето-ч; $K_{\text{загр}}$ — коэффициент загрузки самолета, представляющий собой отношение фактической загрузки к полной.

17.3. ВЫБОР РАЗМЕРА И ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ДВИГАТЕЛЯ

Для пассажирских и транспортных самолетов основными участками траектории полета, требования которых необходимо учитывать в первую очередь при выборе двигателей, являются участки взлета и крейсерского полета. В качестве критериев оценки эффективности применения двигателей на этих самолетах могут быть использованы экономические показатели самолета либо его летно-технические характеристики. Применение экономических показателей в качестве критериев оценки эффективности существенно усложняет процедуру выбора двигателя, в связи с тем что требует учета таких факторов, как стоимость амортизации и текущего ремонта самолета и двигателей, заработная плата экипажа, аэропортовые расходы и т. д. Поэтому проиллюстрируем ход решения задачи выбора двигателя с использованием простого критерия, а именно дальности полета самолета с проверкой удовлетворения требованиям, предъявляемым к двигательной установке самолета на взлетном участке траектории полета.

Для того чтобы только продемонстрировать основные принципы выбора двигателей, остановимся на простейшей задаче определения оптимального размера двигателя из условия получения максимальной дальности крейсерского полета.

Определение оптимального размера двигателя. Получим аналитические выражения для составляющих баланса масс самолета, входящих в уравнение дальности полета (17.7). Рассмотрим наиболее простые выражения для составляющих баланса масс, с тем чтобы наглядно показать процедуру выбора оптимальной размерности двигателя. Практически используемые выражения имеют гораздо более сложный вид и учитывают влияние большого числа факторов на массу частей самолета.

Масса конструкции планера $M_{пл}$ зависит от ряда факторов, таких как назначение самолета, геометрические размеры и конструктивная схема частей планера, механические характеристики применяемых конструкционных материалов, расчетная перегрузка и т. д. Поскольку в техническом задании на разработку пассажирского самолета среди других исходных данных обычно задается число перевозимых самолетом пассажиров, примем форму и размер фюзеляжа, а следовательно, и массу его конструкции заданными. В этом случае масса конструкции планера $M_{пл}$ будет зависеть, в основном, от площади крыла S . Так как проектирование самолета и двигателя целесообразно осуществлять параллельно, оптимальное значение площади крыла самолета (или удельной нагрузки на крыло G/S) должно определяться одновременно с выбором оптимальной размерности двигателя.

Расчеты показывают, что зависимость изменения массы конструкции планера $M_{пл}$ от величины взлетной массы самолета M_c (а следовательно, от силы веса G) и площади крыла S может быть принята линейной в диапазоне изменения последних, достаточном для анализа результатов исследований по выбору двигателя, и аппроксимирована уравнением

$$M_{пл} = aG + bS \quad (17.11)$$

или

$$\bar{M}_{пл} = a + \frac{b}{G/S}. \quad (17.12)$$

Масса двигательной установки самолета $M_{д.у.}$, состоящей из двигателей, гондолы, агрегатов, систем и т. д., зависит от большого числа факторов, таких, как размер двигателей, тип, схема и их назначение, параметры рабочего процесса, форма и размеры входного и выходного устройства и т. д., и может быть вычислена по следующей формуле:

$$M_{д.у.} = K_{д.у.} M_{дв}^F \sum F_{в.} \quad (17.13)$$

В формулу (17.13) входят величина лобовой массы двигателя $M_{дв}^F$, т. е. масса, приходящаяся на 1 м^2 площади входа в двигатель, и величина $\sum F_{в.} = F_{в.}^1 i_{дв.}$, представляющая собой суммарную площадь входа (в данном случае, площадь вентилятора) всех двигателей самолета. Произведение $M_{дв}^F \sum F_{в.}$ — это суммарная масса

всех двигателей, установленных на самолете. Вопрос выбора рационального числа двигателей на самолете здесь не рассматривается. Количество двигателей $i_{дв.}$ на самолете принимается заданным.

Коэффициент массы двигательной установки $K_{д.у.}$ показывает, во сколько раз масса двигательной установки больше массы всех двигателей, установленных на самолете. Величина $K_{д.у.}$ является сложной функцией многих факторов. Здесь для упрощения принимаем ее заданной. Для дозвуковых самолетов величина коэффициента $K_{д.у.}$ может быть принята равной 1,4 ... 1,6, для сверхзвуковых — 1,6 ... 2,0.

После преобразования уравнения (17.13) получим

$$\bar{M}_{д.у.} = K_{д.у.} \frac{M_{дв}^F \sum F_{в.}/S}{G/S}. \quad (17.14)$$

Величина полезной нагрузки самолета обычно задается техническим заданием на самолет и принимается в процессе исследований по выбору двигателя постоянной $M_{полн.нагр} = \text{const.}$

Уравнение дальности (17.7) с учетом выражений (17.12) и (17.14) получит следующий вид:

$$L_{теор} = \frac{KV_{п}}{gC_{уд}} \ln \frac{1}{a + \frac{b}{G/S} + \frac{K_{д.у.} M_{дв}^F \sum F_{в.}/S}{G/S} + \bar{M}_{пол.нагр}}. \quad (17.15)$$

Удельная нагрузка на крыло G/S и относительный размер двигательной установки $\sum F_{в.}/S$, входящие в уравнение (17.15) и в другие уравнения, являются основными параметрами, используемыми при согласовании размеров самолета и двигательной установки и называются *параметрами согласования*.

Изменение параметров согласования G/S и $\sum F_{в.}/S$ оказывает существенное влияние на характеристики самолета. Поэтому для получения наилучшего результата при формировании облика самолета необходимо определить оптимальные значения обоих параметров согласования. Однако возможна и иная постановка задачи, а именно выбор оптимальной величины относительного размера двигательной установки при фиксированном значении удельной нагрузки на крыло G/S .

Из уравнения (17.15) следует, что по мере уменьшения размера двигательной установки $\sum F_{в.}$ дальность полета увеличивается, стремясь к своему наибольшему значению при $\sum F_{в.} = 0$. Такой неверный вывод обусловлен тем, что изменение величины $\sum F_{в.}$ под знаком логарифма сказывается лишь на балансе самолета. При этом уменьшение размера и, следовательно, массы двигательной установки при фиксированном значении взлетной массы приводит к увеличению относительного запаса топлива с соответствующим ростом дальности полета.

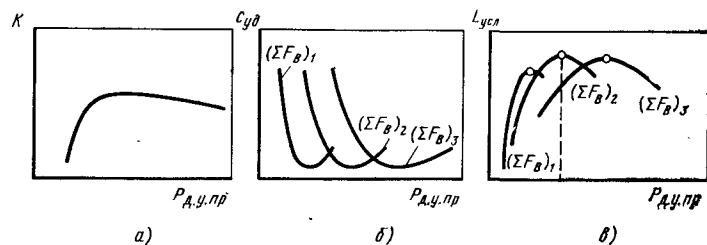


Рис. 17.2. Характер зависимости полетного аэродинамического качества самолета K , удельного расхода топлива $c_{уд}$ и условной дальности полета L_{ysl} от суммарной тяги двигательной установки $P_{д. у. пр} = P_{пр}^F \sum F_B$:

$$(\sum F_B)_1 < (\sum F_B)_2 < (\sum F_B)_3$$

Однако следует учесть, что изменение размера двигательной установки $\sum F_B$, наряду с влиянием на баланс масс самолета приведет к изменению величины полетного аэродинамического качества самолета K . Покажем, что аэродинамическое качество самолета при заданной удельной нагрузке на крыло G/S зависит от режима работы двигателя и величины $\sum F_B/S$. Величина коэффициента лобового сопротивления c_x обычно определяется из уравнения

$$c_x = c_{x0} + Ac_y^2. \quad (17.16)$$

В крейсерском полете суммарная тяга двигательной установки $P_{д. у. пр} = P^F \sum F_B$ равна лобовому сопротивлению самолета $X = c_x q S = c_x = 0,7 M^2 p_n S$. Следовательно, величина коэффициента лобового сопротивления самолета может быть вычислена следующим образом:

$$c_x = \frac{P_{пр}^F \sum F_B / S}{0,7 M^2}, \quad (17.17)$$

где $P_{пр}^F = P^F / p_n$ — приведенная (отнесенная к атмосферному давлению) лобовая тяга двигателя, величина которой зависит от режима работы двигателя, задаваемого системой управления.

Аэродинамическое качество с учетом выражений (17.16) и (17.17) будет равно

$$K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{\sqrt{c_x - c_{x0}}}{c_x \sqrt{A}} = \frac{\sqrt{\frac{P_{пр}^F \sum F_B / S}{0,7 M^2} - c_{x0}}}{\frac{P_{пр}^F \sum F_B / S}{0,7 M^2} \sqrt{A}}. \quad (17.18)$$

Характер зависимости полетного аэродинамического качества K самолета от суммарной тяги двигательной установки $P_{д. у. пр}$, равной произведению лобовой тяги двигателя $P_{пр}^F$ (показывающей в данном случае также степень дросселирования двигателя) и размера двигательной установки $\sum F_B$, иллюстрируется на рис. 17.2, а.

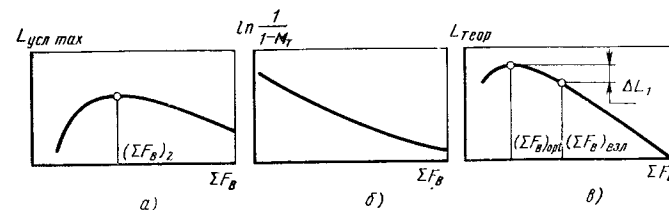


Рис. 17.3. Характер зависимости теоретической дальности и ее составляющих $L_{ysl \max}$ и $\ln \frac{1}{1-M_T}$ от суммарного размера силовой установки $\sum F_B$

При малом размере двигательной установки $\sum F_B = (\sum F_B)_1$, полетное аэродинамическое качество самолета даже на максимальных режимах работы двигателя не достигает максимального значения (см. рис. 17.2, а и 17.2, б). Это обусловлено тем, что величина суммарной тяги двигательной установки $P_{д. у. пр} = P_{пр}^F \sum F_B$ недостаточна для преодоления лобового сопротивления самолета на углах атаки, близких к углам атаки, на которых реализуется максимальное аэродинамическое качество. В результате этого полет самолета совершается на меньшей высоте с меньшими углами атаки.

У силовой установки большого размера с суммарной площадью входа $\sum F_B = (\sum F_B)_3$ тяга, соответствующая точке минимального удельного расхода топлива (так называемая «ложка» на дроссельной характеристике двигателя), существенно больше тяги, при которой достигается максимальное значение аэродинамического качества самолета. Установившийся полет самолета (т. е. полет с $Y = G$ и $X = P$) происходит при этом на большей высоте с углом атаки, превышающим угол атаки максимального аэродинамического качества. Таким образом, переразмеривание двигательной установки приводит не только к ее утяжелению и ухудшению массовых характеристик самолета в целом, но и к уменьшению полетного аэродинамического качества.

Наиболее высокая топливная экономичность самолета соответствует максимуму условной дальности полета и достигается при использовании на самолете двигательной установки с суммарной площадью входа $\sum F_B = (\sum F_B)_2$ (рис. 17.2, в и рис. 17.3, а).

Принимая во внимание, что в соответствии с балансом масс самолета изменение размера $\sum F_B$, а следовательно и массы двигательной установки $M_{д. у.}$, приводит и к изменению запаса топлива на самолете, перейдем от условной дальности к более полному критерию оценки эффективности двигателя на самолете, к теоретической дальности полета (уравнение 17.15). Выражение под логарифмом в уравнении дальности монотонно увеличивается при уменьшении размера двигательной установки (рис. 17.3, б). Поэтому оптимальная площадь входа $(\sum F_B)_{opt}$, при которой те-

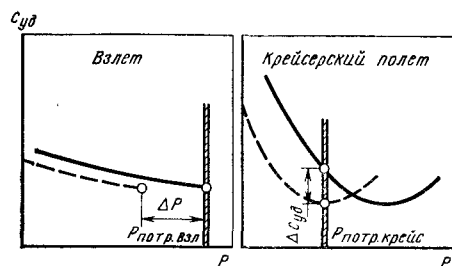


Рис. 17.4. Дроссельные характеристики двигателя на участке взлета и крейсерского полета:

— — — двигатель исходного размера;
— — — двигатель увеличенного размера

самолета в этом случае оправдано, так как выигрыш в дальности полета вследствие уменьшения массы двигательной установки получается более значительным.

Выбор расчетного режима двигателя и параметров согласования самолета и двигателя. Необходимо учитывать, что в некоторых случаях двигательная установка, размер которой выбран из соображений получения наибольшей дальности, не удовлетворяет требованиям, предъявляемым другими участками полета. Такими участками могут быть, в частности, взлет самолета с заданной длиной разбега, участок полета в области трансзвуковых скоростей при разгоне—наборе высоты сверхзвукового самолета.

Одним из возможных путей удовлетворения этих требований является выбор соответствующих значений параметров согласования самолета $\sum F_B/S$ и G/S . Так, например, уменьшение длины разбега самолета

$$L_{\text{разб}} = \frac{8}{g c_{y \text{ отр}} \Delta n / c_T} \frac{G/S}{P_F \frac{\sum F_B/S}{G/S} K_{V \text{ оп}} K_{t \text{ п}} - f} \quad (17.19)$$

для обеспечения взлета самолета с взлетно-посадочных полос заданной длины может быть достигнуто при фиксированной удельной нагрузке на крыло самолета путем увеличения относительного размера и, следовательно, массы двигательной установки с соответствующим уменьшением дальности полета на величину ΔL_1 (см. рис. 17.3, в) за счет уменьшения относительного запаса топлива на самолете и увеличения силы лобового сопротивления двигательной установки.

Еще одним отрицательным фактором такого увеличения размера двигательной установки может быть то, что двигатель на участке крейсерского полета окажется переразмеренным и поэтому будет работать на режимах, соответствующих левой ветви дроссельной характеристики, с худшей топливной экономичностью (рис. 17.4).

оретическая дальность полета достигает максимального значения, меньше площади $(\sum F_B)_2$, дающей максимум условной дальности (см. рис. 17.3, а и 17.3, в). Интересно отметить, что величина полетного аэродинамического качества самолета при оптимальном размере двигательной установки будет меньше своего максимального значения. Однако некоторое ухудшение аэродинамических характеристик

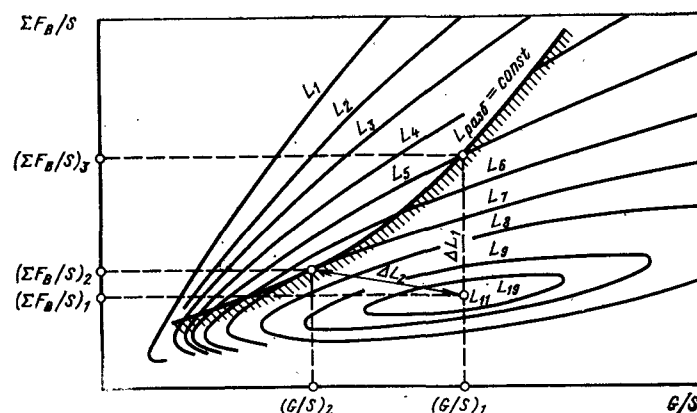


Рис. 17.5. Линии постоянных значений дальности полета L на плоскости координат параметров согласования $\sum F_B/S$ и G/S ($L_1 < L_2 < \dots < L_{10} < L_{11}$): линия со штриховкой — ограничение на параметры согласования, накладываемое требованиями взлета

Однако потери дальности ΔL_1 можно существенно сократить, если для удовлетворения требований взлета изменить одновременно оба параметра согласования — и относительный размер двигательной установки $\sum F_B/S$, и удельную нагрузку на крыло G/S . Это иллюстрируется графиком на рис. 17.5. Самолет с параметрами согласования $(\sum F_B/S)_1$ и $(G/S)_1$ имеет максимальную возможную дальность полета на крейсерском участке, но не выполняет требования, которые необходимо выполнять на участке взлета. Если удовлетворить эти требования только путем увеличения относительного размера двигательной установки (вариант самолета с параметрами $(\sum F_B/S)_3$ и $(G/S)_1$), то это приведет к уменьшению дальности полета на величину ΔL_1 . При одновременном изменении параметров согласования $\sum F_B/S$ и G/S (вариант самолета с $(\sum F_B/S)_2$ и $(G/S)_2$) потери дальности относительно максимально возможной величины составляют ΔL_2 , при этом $\Delta L_2 < \Delta L_1$.

Другой путь согласования характеристик двигателя на участках взлета и крейсерского полета связан с выбором расчетного режима двигателя и применением комбинированных программ регулирования. Расчетным режимом двигателя принято называть условия полета (высота, число $M_{\text{ш}}$), для которых определяются площади поперечных сечений проточной части двигателя.

Выбор расчетного режима двигателя зависит от ряда обстоятельств, таких, как условия взлета (длина взлетно-посадочной полосы, покрытие аэродрома и т. д.), скорость полета на крейсерском участке, протяженность маршрута и др.

Рассмотрим сверхзвуковой самолет с одноконтурным турбореактивным двигателем без форсажной камеры, предназначенный для полета на большую дальность. Двигатели такого самолета должны иметь высокую топливную экономичность в крей-

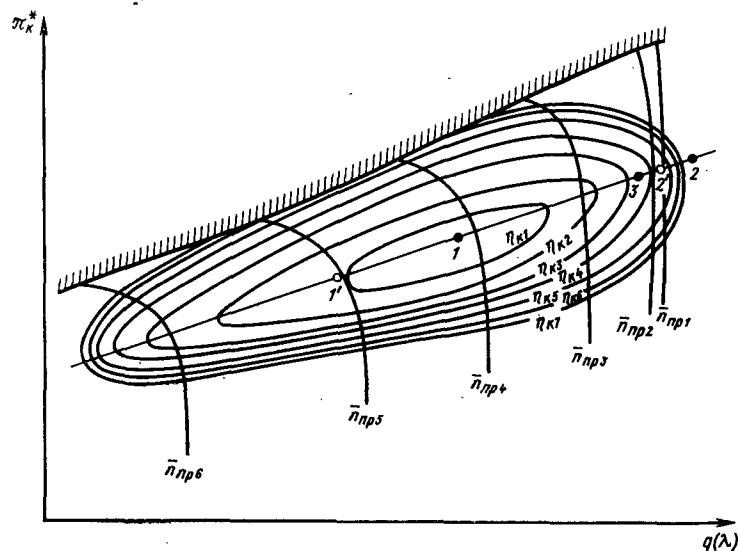


Рис. 17.6. Выбор расчетной точки и программы регулирования компрессора для удовлетворения требований, предъявляемых к двигательной установке участками взлета и крейсерского полета

серском полете. Следовательно, точка на характеристике компрессора, соответствующая условиям крейсерского полета (высота и скорость полета, величина потребной тяги), должна располагаться в области максимальных значений коэффициента полезного действия компрессора (точка 1 на рис. 17.6). Исходя именно из таких требований и целесообразно в этом случае выбирать размеры проточной части двигателя самолета.

Однако, точка на характеристике компрессора, соответствующая взлетному режиму, может оказаться при этом в области очень малых значений коэффициента полезного действия компрессора (точка 2 на рис. 17.6). Это приведет к ухудшению характеристик двигателя по тяге и топливной экономичности на участках взлета и разгона — набора высоты.

Взаимное расположение этих точек на характеристике компрессора существенно зависит от принятой программы регулирования двигателя. Так, при использовании программы регулирования с постоянной частотой вращения двигателя $n = \text{const}$ точки будут расположены на значительном удалении друг от друга (точки 1 и 2 на рис. 17.6).

При применении программы регулирования двигателя с постоянной приведенной частотой вращения $n_{пр} = n \sqrt{\frac{288}{T_n^*}}$ точки на характеристике компрессора совпадают (точки 1 на рис. 17.6). Однако поддержание постоянного значения $n_{пр} = \text{const}$ приводит

к изменению частоты вращения ротора n и температуры газа перед турбиной T_r^* в широком диапазоне. Так, в частности, на участках взлета и разгона — набора высоты величины n и T_r^* будут существенно ниже, чем в сверхзвуковом крейсерском полете. Это приведет к заметному ухудшению характеристик двигателя, и в первую очередь, его тяги.

В этом случае рациональным может оказаться применение комбинированной программы регулирования двигателя, включающей в себя программу $n_{пр} = \text{const}$ на дозвуковых и трансзвуковых скоростях полета (участки взлета и разгона — набора высоты) и программу $n = \text{const}$ на сверхзвуковых скоростях полета. Это позволит, переместив на характеристике компрессора точку, соответствующую участкам взлета и разгона — набора высоты, в область более высоких значений КПД компрессора (точка 3 на рис. 17.6), улучшить характеристики двигателя на этих участках полета.

Если применение комбинированных программ регулирования не даст удовлетворительного результата, целесообразным может оказаться повторный выбор площадей проходных сечений двигателя. Можно, например, несколько сместить расчетную точку на характеристике компрессора влево из области максимальных КПД (перенести точку 1 в положение 1' на рис. 17.6), ухудшив при этом экономичность двигателя на крейсерском участке полета. Однако рабочая точка на характеристике компрессора, соответствующая дозвуковым и трансзвуковым скоростям полета, переместится в область с более высокими значениями коэффициента полезного действия компрессора. Это позволит улучшить характеристики двигателя на участках взлета и разгона — набора высоты. Для сравнения различных вариантов изменения характеристик двигателя и оценки оптимальной величины перемещения рабочей точки на характеристике компрессора необходимо выполнить анализ работы двигателя в системе самолета, согласовав оптимальным образом характеристики самолета и двигателя.

Практика показывает, что для дозвуковых пассажирских самолетов в качестве расчетного режима двигателя принимают в большинстве случаев условия крейсерского полета. Поэтому определение площадей поперечных сечений проточной части двигателей пассажирского самолета выполняется обычно для условий крейсерского полета при заданных значениях параметров рабочего процесса T_r^* , π_k^* , m и выбранной схеме и размере двигателя.

Исключение могут составлять самолеты, к которым предъявляются жесткие требования по взлету (например, эксплуатация с грунтовых аэродромов, взлет при повышенных значениях температуры наружного воздуха), или самолеты, эксплуатируемые на трассах небольшой протяженности. В этом случае при выборе проходных сечений двигателя в качестве расчетного принимается режим работы на участке взлета.

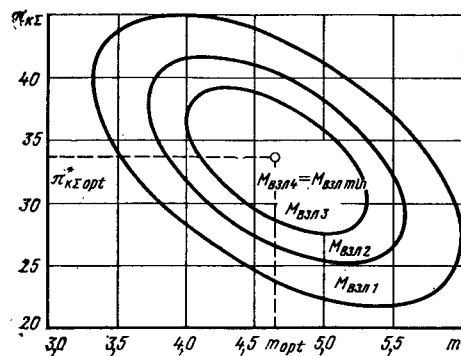


Рис. 17.7. Линии постоянных значений взлетной массы самолета $M_{вzl}$ на плоскости координат: степень двухконтурности m и степень повышения давления в компрессоре π_k^* ($M_{вzl1} > M_{вzl2} > M_{вzl3} > M_{вzl4}$)

Выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД. Одной из важнейших задач, решаемых при формировании облика двигателя является задача выбора оптимальных значе-

ний параметров рабочего процесса двигателя, таких, как степень двухконтурности m , суммарная степень повышения давления $\pi_{k\sum}^*$, температура газа перед турбиной T_g^* , степень повышения давления в вентиляторе π_v^* . Это многопараметрическая задача определения экстремума функции нескольких переменных, в которой в качестве критериев оптимизации используются критерии оценки эффективности применения двигателей на самолете, указанные в разд. 17.2.

Рассмотрим дозвуковой пассажирский самолет с двухконтурными турбореактивными двигателями. Наряду с перечисленными выше параметрами рабочего процесса двигателя m , $\pi_{k\sum}^*$, T_g^* , π_v^* , а также размером двигателя, оптимизации подлежат и самолетные параметры, такие как удельная нагрузка на крыло G/S , удлинение λ и сужение η крыла и т. д. Дальность и скорость полета самолета, масса коммерческой нагрузки считаются заданными в техническом задании на самолет. На рис. 17.7 показано сечение многомерного пространства оптимизируемых параметров плоскостью координат m и $\pi_{k\sum}^*$ при фиксированных значениях других параметров самолета и двигателя. Оптимальными значениями степени повышения давления являются те, при которых величина достигает наименьшего значения. Линии постоянных значений других критериев оптимизации носят аналогичный характер. Однако оптимальные значения исследуемых параметров самолета и двигателя при использовании других критериев оптимизации в общем случае будут иными. Здесь целесообразным может оказаться рассмотрение многокритериальной задачи, когда ищется компромиссное решение, позволяющее определить такие значения оптимизируемых параметров, при которых несколько критериев оптимизации достигают одновременно своего экстремального или почти экстремального значения.

ГЛАВА 18. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ГТД

18.1. ОСНОВНЫЕ ЦЕЛИ И ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Формирование турбокомпрессорной части ГТД является центральной задачей начального проектирования двигателя, так как при этом создаются необходимые предпосылки для достижения главных целей проектирования: получение необходимых параметров, сокращение габаритных размеров и массы двигателя, уменьшение числа ступеней лопаточных машин, т. е. сокращение трудоемкости их производства и т. д. Проектирование турбокомпрессорной части ГТД — наиболее сложная часть общего процесса проектирования.

Особенности формирования облика турбокомпрессоров будут рассматриваться в наиболее типичной форме, а именно для схемы двухконтурных двигателей — ТРДД и ТРДДФ. Схемы ТРД и ТВД оказываются в целом частным случаем этой задачи. Рассматривается двухвальный турбокомпрессор двухконтурного двигателя, как наиболее типичный.

Турбокомпрессорная часть ТРДД или ТРДДФ включает в себя *турбовентиляторный ротор* (турбовентилятор: вентилятор + турбина вентилятора) и *газогенераторный ротор* (газогенератор: компрессор высокого давления + турбина) (рис. 18.1). Турбовентилятор может включать так называемые «подпорные» компрессорные ступени, сжимающие воздух внутреннего контура, но жестко связанные с валом вентилятора.

Газогенератор является наиболее ответственной и напряженной частью двухконтурного двигателя, так как он включает элементы, работающие при наибольших температурах и давлениях в проточной части двигателя. Наиболее сложные проблемы возникают при формировании проточной части газогенератора и согласовании его компрессора и турбины. Поэтому в дальнейшем примем такой порядок рассмотрения: турбокомпрессор газогенератора; турбовентилятор; общая схема формирования проточной части ТРДД.

При проектировании проточной части ГТД используются основные положения теории лопаточных машин.

Расчетный режим и исходные данные. В качестве расчетного режима для выбора размеров проточной части двигателя и согласования компрессоров и турбин ТРДД и ТРДДФ будем принимать взлетный режим с максимальной тягой ($H = 0$, $M = 0$, P_{\max}). У ТРДД дозвуковых самолетов на этом режиме частота вращения роторов и температура газов перед турбиной имеют максимальное значение и определяют ограничения по прочности турбины. У некоторых ТРДДФ сверхзвуковых самолетов максимальные значения частот вращения и температуры газов достигаются

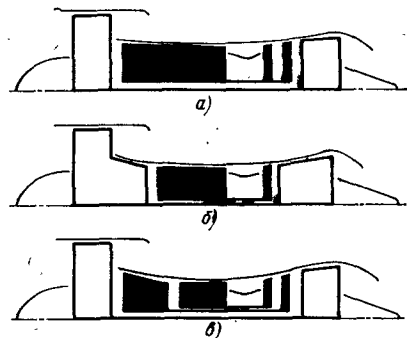


Рис. 18.1. Схемы турбокомпрессоров ТРДД:

а — двухвальный ТРДД без подпорных ступеней на валу вентилятора; б — двухвальный ТРДД с подпорными ступенями; в — трехвальный ТРДД; г — газогенератор

в сверхзвуковом полете (при так называемой «раскрутке»). В этом случае формирование проточной части производится на взлетном режиме, но должны быть предусмотрены запасы

прочности и глубины охлаждения лопаток турбин для обеспечения их работоспособности в условиях сверхзвукового полета.

В качестве исходных данных для формирования проточной части должны быть известны:

основные параметры двигателя (P , G_v , m);

параметры термодинамического цикла (T_g^* , $\pi_{k\Sigma}^*$, π_v^*);

схема турбокомпрессора (число валов, наличие или отсутствие «подпорных» ступеней на валу вентилятора) и степень повышения давления в компрессоре газогенератора;

КПД и коэффициенты потерь в элементах проточной части двигателя.

Должен быть выполнен термогазодинамический расчет с определением параметров потока во всех характерных сечениях проточной части двигателя.

18.2. СВЯЗЬ КОНСТРУКТИВНО-ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТРДДФ

Конфигурация проточной части газогенератора в целом характеризуется основными конструктивно-геометрическими показателями: средними диаметрами компрессора $D_{к.ср}$ и турбины $D_{тк.ср}$, числами ступеней компрессора и турбины — z_k и $z_{тк}$. Так как проточные части могут иметь различный наклон, под средним диаметром понимается полусумма средних диаметров на входе и на выходе компрессора или турбины:

$$D_{ср} = \frac{D_{вх} + D_{вых}}{2}.$$

Ввиду использования в тексте главы большого числа геометрических параметров, для их обозначения наряду с общепринятыми применяют дополнительные индексы, характеризующие основные элементы турбокомпрессоров ГТД — вентилятор, компрессор и их турбины (в, к, тв, тк), диаметры проточной части — наружный (без индекса), средний (ср), втулочный (вт), сечения на входе в элементы (вх) и на выходе из них (вых). Схема обозначений приведена на рис. 18.2.

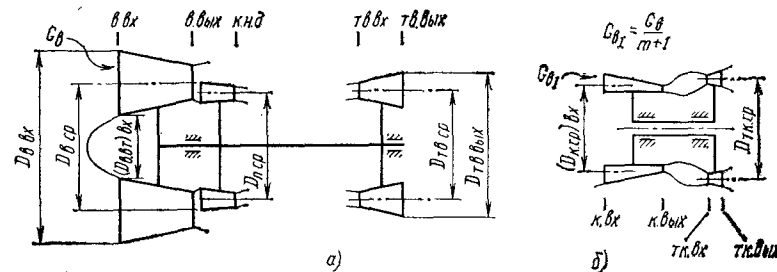


Рис. 18.2. Схемы турбовентилятора (а) и газогенератора (б) с принятыми обозначениями

Соотношение конструктивно-геометрических показателей компрессора и турбины определяется следующими условиями:

1) равенством частот вращения $n_k = n_{тк}$;

2) соотношением средних окружных скоростей

$$u_{тк.ср}/u_{к.ср} = D_{тк.ср}/D_{к.ср}; \quad (18.1)$$

3) равенством работ компрессора и турбины:

$$L_k = (1 + q_t) (1 - \bar{G}_{отб}) \eta_m \eta_{тк}^* L_{тк.ср}^*. \quad (18.2)$$

Выразим работу компрессора через средний коэффициент напора на среднем диаметре $\bar{H}_{ср}^1$:

$$L_k = \bar{H}_{ср} z_k u_{к.ср}^2. \quad (18.3)$$

Аналогичная связь для турбины может быть записана через средний параметр нагруженности турбины $y_{тк.ср}^* = u_{тк.ср} \sqrt{z_{тк}}/c_{тк.ср}^*$

$$L_{тк.ср}^* = \frac{c_{тк.ср}^{*2}}{2} = \frac{u_{тк.ср}^2 z_{тк}}{2 y_{тк.ср}^{*2}}. \quad (18.4)$$

Подставив в (18.2) выражения (18.1), (18.3), (18.4) и обозначив $(1 + \bar{q}_t) (1 - \bar{G}_{отб}) \eta_m \eta_{тк}^* = 1/a^2$, получим соотношение диаметров и чисел ступеней компрессора и турбины газогенератора:

$$\frac{D_{тк.ср}}{D_{к.ср}} \sqrt{\frac{z_{тк}}{z_k}} = a y_{тк.ср}^* \sqrt{2 \bar{H}_{ср}} = K_{тк}. \quad (18.5)$$

В правой части этого выражения величины параметров у разных двигателей с высокотемпературными охлаждаемыми турбинами меняются относительно мало: $y_{тк.ср}^* = 0,5 \dots 0,6$, $\bar{H}_{ср} = 0,3 \dots 0,4$, $a = 1,06 \dots 1,12$, вследствие чего правая часть выражения (18.5), обозначенная $K_{тк}$, изменяется в относительно

¹ В теории компрессоров коэффициент напора часто определяют по окружной скорости на наружном диаметре (\bar{H}_2).

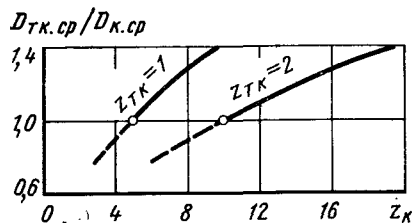


Рис. 18.3. Связь чисел ступеней компрессора и его турбины с отношением их средних диаметров ($K_{тк} = 0,45$)

мало меняющихся значениях коэффициента напора $\bar{H}_{ср}$, параметра нагруженности турбины $y_{тк.ср}^*$ и других параметрах, является универсальной, но ее нужно применять с учетом ряда ограничений, рассматриваемых ниже.

Приняв величину $K_{тк} = 0,45$, получим связь чисел ступеней компрессора и турбины газогенератора с их средними диаметрами (рис. 18.3). Как видно, при заданном числе ступеней турбины (в газогенераторах ТРДД $z_{тк} = 1 \dots 2$) число ступеней компрессора z_k зависит от соотношения диаметров турбины и компрессора. Обычно $D_{тк.ср}/D_{к.ср} \geq 1$, т. е. турбина имеет больший диаметр и определяет диаметральный габаритный размер газогенератора. Для уменьшения общего числа ступеней (за счет z_k) целесообразно при заданном диаметре турбины, определяемом ее работой и прочностью лопаток, увеличивать средний диаметр ступеней компрессора, т. е. уменьшать отношение $D_{тк.ср}/D_{к.ср}$.

18.3. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБИН ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТРДД

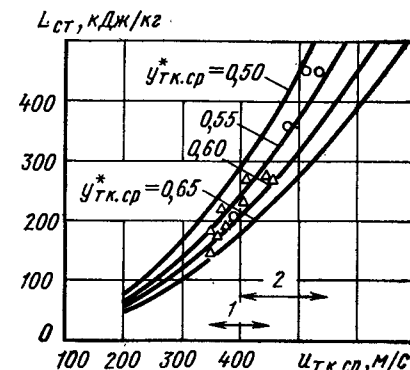
Турбина газогенератора ТРДД является критическим узлом двигателя, определяющим возможность реализации таких важнейших факторов «завязки» двигателя, как высокие значения температуры газов, частоты вращения ротора, увеличение удельной работы турбины и др.

Облик турбины газогенератора ТРДД определяется следующими требованиями:

- обеспечение заданной работы для привода КВД;
- обеспечение прочности при заданной температуре газов;
- максимальное увеличение окружной скорости для сокращения числа ступеней турбины;
- возможно большее увеличение частоты вращения для сокращения числа ступеней компрессора.

узком диапазоне: $K_{тк} = 0,4 \dots 0,5$ (рассматриваются маршевые двигатели большого ресурса)¹. Назовем безразмерный показатель $K_{тк}$ параметром согласования компрессора и турбины газогенератора, позволяющим найти связь между средними диаметрами компрессора и турбины при различном числе их ступеней. Зависимость (18.5), основанная на относительно

Рис. 18.4. Связь средней удельной работы ступеней турбины газогенератора с окружной скоростью на среднем диаметре и параметром нагруженности турбины $y_{тк.ср}^*$: 1 (Δ) — двухступенчатые турбины; 2 (○) — одноступенчатые турбины



Эти требования могут быть противоречивыми и должны в детальном проектировании учитывать изменение массы турбокомпрессора и величины КПД турбины.

Работа турбины. В компрессорах нефорсированных и форсированных двухконтурных двигателей четвертого поколения реализуются следующие значения степени повышения давления и удельной работы сжатия в компрессорах газогенератора, определяющих потребную работу турбины:

ТРДДФ ($m = 0,4 \dots 2,0$) $\pi_{к.гг}^* = 5 \dots 11$, $L_k = 350 \dots 450$ кДж/кг; ТРДД ($m = 4 \dots 8$) $\pi_{к.гг}^* = 10 \dots 18$, $L_k = 430 \dots 530$ кДж/кг.

Из выражения (18.4) следует, что удельная работа, которую может совершить турбина, зависит от окружной скорости и числа ступеней, причем $u_{тк.ср} \sim 1/\sqrt{z_{тк}}$, а также от параметра $y_{тк.ср}^*$, изменяющегося в узких пределах при некоторой тенденции к уменьшению (с величины 0,55 ... 0,6 до 0,5 ... 0,55). Как следует из рис. 18.4, уровни работы ступеней турбины, необходимые для привода компрессоров газогенераторов ТРДД, обеспечиваются в одноступенчатых турбинах при $u_{тк.ср} = 400 \dots 550$ м/с и выше, а в двухступенчатых — при $u_{тк.ср} = 350 \dots 450$ м/с.

При получении такой работы в одноступенчатой турбине при $T_g^* = 1600 \dots 1650$ К степень понижения давления в ней возрастает до величин $\pi_{тк}^* = 3$ и более (по сравнению с $\pi_{тк.ст}^* = 1,7 \dots 2,2$ в ступенях двухступенчатой турбины), что приводит к появлению сверхзвуковых скоростей в проточной части, возможному некоторому снижению КПД турбины и требует принятия специальных мер по профилированию проточной части.

В перспективе будут увеличиваться величины $\pi_{к.гг}^*$ (см. разд. 18.4), что вызовет рост потребной работы турбины. Эта тенденция сопровождается увеличением температуры газов перед турбиной T_g^* , поэтому рост работы турбины, по-видимому, будет сопровождаться относительно замедленным увеличением степени понижения давления в ее ступенях сверх указанных величин. Однако увеличение работы турбины газогенератора при сохранении $z_{тк} = 1 \dots 2$ должно сопровождаться дальнейшим ростом окружных скоростей $u_{тк.ср}$ для сохранения оптимальных значений параметра нагруженности $y_{тк}^*$.

¹ Выражение (18.5) получено В. Д. Коровкиным.

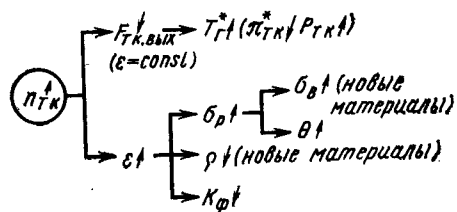


Рис. 18.5. Возможные пути увеличения частоты вращения ротора газогенератора

является в двигателях четвертого и пятого поколений: в ТРДДФ с умеренными величинами $\pi_{к.гг}^*$, а также и в некоторых схемах ТРДД с «подпорными» ступенями на валу вентилятора (и сниженными величинами $\pi_{к.гг}^*$).

В результате для заданной работы турбины $L_{тк.с}^*$ согласно (18.4) определяется окружная скорость турбины $u_{тк.ср}$.

Прочность лопаток турбины и выбор частоты вращения ротора. Для характеристики напряженного состояния рабочих лопаток турбин — наиболее ответственных по прочности деталей — в предварительных оценках обычно рассматривают напряжения растяжения от центробежных сил, являющиеся главными составляющими в общем напряженном состоянии лопаток. Для оценки напряжений от растяжения вводят параметр напряжения ($\text{м}^2/\text{с}^2$)

$$\varepsilon = \sigma_p / (2\rho K_{\phi}), \quad (18.6)$$

где σ_p — напряжение растяжения от центробежных сил в корневом сечении лопаток; ρ — плотность материала лопаток (для обычных жаропрочных сплавов — $8 \dots 8,5 \text{ г/см}^3$); K_{ϕ} — безразмерный коэффициент формы лопатки (обычно — $0,5 \dots 0,7$).

Как показывается в теории лопаточных машин, параметр напряжения зависит от площади выхода из лопаточного венца турбины $F_{тк.вых}$ и квадрата частоты вращения ее ротора $n_{тк}$:

$$\varepsilon = \pi F_{тк.вых} n_{тк}^2. \quad (18.7)$$

Отсюда

$$n_{тк} = \sqrt{\varepsilon / (\pi F_{тк.вых})}. \quad (18.8)$$

Частота вращения ротора газогенератора зависит от допустимого напряжения в рабочих лопатках и площади выхода из лопаточного венца. Повышение частоты вращения ротора, целесообразное для уменьшения числа ступеней компрессора, возможно двумя путями: уменьшением площади лопаточного венца $F_{тк.вых}$ или увеличением напряжения в лопатках турбины ε (рис. 18.5).

Первый путь (при условии $\varepsilon = \text{const}$) реализуется при увеличении температуры газа $T_{г}^*$ (в этом случае, например, при $\pi_{к.гг}^* = \text{const}$ $\pi_{тк}^*$ уменьшается и $p_{тк}$ растет, а $F_{тк}$ уменьшается).

Из сказанного выше следует, что возможны варианты выбора числа ступеней турбины газогенератора (одна или две) в зависимости от потребной работы ($\pi_{к.гг}^*$), уровня КПД и других факторов, рассматриваемых ниже. Однако тенденция сокращения числа ступеней турбины до $z_{тк} = 1$ явно про-

Таким образом, основная тенденция развития ТРДД — рост температуры газа в двигателе — способствует при прочих равных условиях относительному росту частот вращения роторов газогенератора. Разумеется, при повышении температуры газа $T_{г}^*$ при $\varepsilon = \text{const}$ предполагается использование более совершенных систем охлаждения турбины с тем, чтобы температура материала лопаток и запасы прочности остались на прежнем уровне.

Второй путь — повышение параметра напряжения ε — возможен при росте допустимых напряжений σ_p в случае применения новых материалов или существенно более совершенных систем охлаждения лопаток с увеличенным θ , при уменьшении плотности материала лопатки ρ и облегчения ее конструкции для снижения K_{ϕ} . Этот путь также реализуется и имеет значительные перспективы.

Из указанных соображений (п. 18.8 и 18.6) выбирается частота вращения ротора $n_{тк}$.

Выбор диаметра турбины. При заданной работе турбины и выбранном числе ее ступеней согласно (18.4) известна ее средняя окружная скорость $u_{тк.ср}$. Она связана со средним диаметром турбины $D_{тк.ср}$ зависимостью

$$u_{тк.ср} = \pi D_{тк.ср} n_{тк}. \quad (18.9)$$

Площадь лопаточного венца на выходе из турбины связана с ее средним диаметром приближенной зависимостью (как правило, форма проточной части турбины близка к закону $D_{тк.ср} = \text{const}$):

$$F_{тк.вых} \approx \pi D_{тк.ср}^2 (h/D_{тк.ср}), \quad (18.10)$$

где h — высота лопатки турбины.

Так как площадь $F_{тк.вых}$ при заданных параметрах двигателя и газогенератора ($\pi_{к.гг}^*$, $\pi_{к.гг}^*$, $T_{г}^*$) величина неизменная, существует принципиальная возможность вариации диаметра турбины и высоты ее лопаток согласно (18.10), при определенных ограничениях по прочности лопаток.

Из (18.8) с учетом (18.9), (18.10) получим связь отношения диаметра турбины к высоте лопатки $D_{тк.ср}/h$ с окружной скоростью и параметром напряжения в лопатках

$$\frac{D_{тк.ср}}{h} = \frac{u_{тк}^2}{\varepsilon}. \quad (18.11)$$

Так как при выбранных значениях $\pi_{к.гг}^*$ и $T_{г}^*$ частота вращения ротора или параметр напряжения ε заданы, отношение $D_{тк.ср}/h$ турбины выбирается по (18.11) для получения необходимой окружной скорости и работы турбины [(18.4) и рис. 18.4].

На рис. 18.6 показана зависимость (18.11) и точки, соответствующие двигателям разных типов и поколений.

Наибольшие напряжения в рабочих лопатках наблюдаются в одноступенчатых турбинах и вторых ступенях двухступенчатых

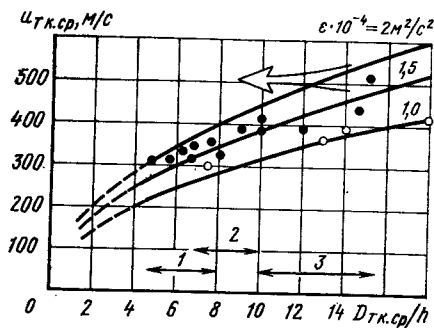


Рис. 18.6. Зависимость окружной скорости турбины от ее относительного диаметра при различных значениях параметра напряжения:
● — одноступенчатые турбины и вторые ступени турбины газогенератора; ○ — первые ступени двухступенчатых турбин; 1 — ТРДФ; 2 — ТРДДФ третьего поколения; 3 — ТРДДФ четвертого поколения

тых турбин. Характерно, что в двигателях второго, третьего и четвертого поколений эти напряжения сохранялись

примерно на одном уровне — $\varepsilon = (1,5 \dots 2) \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2$, что связано было с применением традиционных жаропрочных материалов наряду с интенсивным развитием систем охлаждения лопаток турбины. Однако все же наблюдалась некоторая тенденция уменьшения ε в двигателях 3-го и 4-го поколений, связанная, по-видимому, с трудностями освоения высоких значений температуры газа.

Потребности увеличения роста работы турбины и ее окружной скорости из-за роста $\pi_{кз}^*$ и $\pi_{к.гг}^*$ приводят к увеличению диаметра турбины газогенератора, особенно в ТРДДФ, где этот диаметр не определяет общий диаметральный габаритный размер двигателя:

ТРДФ — $D_{тк.ср}/h = 5 \dots 8$;

ТРДДФ третьего поколения — $D_{тк.ср}/h = 7 \dots 10$;

ТРДДФ четвертого поколения — $D_{тк.ср}/h = 10 \dots 16$ (большие значения относятся к одноступенчатым турбинам, меньшие — ко вторым ступеням двухступенчатых турбин высокого давления).

Лопатки первых ступеней двухступенчатых турбин вследствие ограничения частоты вращения прочностью второй ступени имеют существенно более низкий уровень напряжений ($\varepsilon \approx 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2$, см. рис. 18.6), большой диаметр турбины и более короткие рабочие лопатки (у двигателей четвертого поколения $D_{тк.ср}/h = 14 \dots 18$).

Возможность увеличения диаметра турбины газогенератора в ТРДД третьего и четвертого поколения способствовало получению необходимой работы турбины при росте $\pi_{кз}^*$ и увеличению температуры газа. Однако это привело к уменьшению высоты лопатки первой ступени турбины и возникновению трудностей получения высокого КПД.

Сохранение параметра напряжения лопаток турбины ε на прежнем уровне ограничивает увеличение частоты вращения ротора газогенератора, т. е. возможности сокращения числа ступеней компрессора. Можно ожидать, что применение новых материалов рабочих лопаток (монокристаллы, естественные и искусственные композиты и др.), а также более эффективных систем их охлаждения позволит при сохранении окружной скорости (т. е. работы) турбины уменьшить ее относительный диа-

метр и увеличить частоту вращения ротора. Высота лопаток турбины h при этом увеличится, что будет способствовать увеличению КПД турбины. Как показывают исследования, при этом уменьшается также и масса турбины.

18.4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КОМПРЕССОРА ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТРДДФ

Компрессоры газогенераторов ТРДДФ должны создавать степень повышения давления $\pi_{к.гг}^*$, величина которой зависит от типа двигателя и, как правило, в перспективе будет увеличиваться (табл. 18.1).

Прогнозы дальнейшего развития ТРДД с большой степенью двухконтурности предсказывают дальнейшее увеличение степени двухконтурности до 10 ... 20, общей степени повышения давления в двигателе до $\pi_{кз}^* = 50 \dots 60$ и степени повышения давления в газогенераторе до $\pi_{к.гг}^* = 20 \dots 25$.

Выбор диаметра компрессора, формы его проточной части, а тем самым и числа его ступеней определяется рядом требований и ограничений. Перечислим главные из них.

1. Обеспечение требуемой степени повышения давления.

2. Максимальное сокращение числа ступеней (при этом достигается уменьшение длины компрессора, а также достигаются производственные преимущества — уменьшение числа деталей и их типоразмеров).

3. Согласование формы проточной части компрессора газогенератора с выходной частью проточной части вентилятора ТРДД Ф, с целью избежать длинных изогнутых каналов между ними.

4. Обеспечение высокого КПД компрессора.

5. Уменьшение массы компрессора.

В результате предварительного выбора параметров турбины для заданных значений параметров газогенератора $\pi_{к.гг}^*$, $T_{г}^*$ определяется частота вращения ротора, число ступеней и диаметр турбины. Соотношение среднего диаметра компрессора $D_{к.ср}$ и числа его ступеней z_k при этом согласно (18.5) определяется однозначно:

$$z_k = \left(\frac{D_{тк.ср}}{D_{к.ср}} \right)^2 \frac{z_{тк}}{K_{тк}^2}, \quad (18.12)$$

причем, если принять $K_{тк} = \text{const}$, то

$$z_k \sim 1/D_{к.ср}^2 \quad (18.13)$$

Для сокращения числа ступеней компрессора при определяемой турбиной частоте вращения ротора согласно этим зависимостям нужно максимально увеличить диаметр проточной части компрессора.

Таблица 18.1

Тип двигателя	Двигатели четвертого поколения
ТРДД с малой степенью двух-контурности	$\pi_{к.гг}^* = 5 \dots 11$ ($m = 0,4 \dots 2,0$)
ТРДД с большой степенью двух-контурности	$\pi_{к.гг}^* = 10 \dots 18$ ($m = 4 \dots 8$)

Условие $K_{тк} = \text{const}$, принимаемое нами для дальнейшего анализа и означающее примерное постоянство коэффициентов напора ступеней компрессора на среднем диаметре $\bar{H}_{ср}$ при изменении расчетной окружной скорости $u_{к.ср}$, подтверждается тенденцией развития компрессоров газотурбинных двигателей (см. разд. 18.2). Анализ показывает, что сохранение $\bar{H}_{ср} \approx \text{const}$ при росте $u_{к.ср}$ достигается соответствующим профилированием лопаточных венцов и выбором их параметров (густоты, относительного удлинения лопаток, величины осевых скоростей и др.).

Выбор диаметра и формы проточной части компрессора. В ТРД (ТРДФ) диаметр входа и всей проточной части компрессора определяет в значительной степени диаметральный габаритный размер двигателя. Поэтому в двигателях второго и третьего поколений такого типа выбирали максимальную производительность по входу, т. е. минимальный относительный диаметр втулки $\bar{d}_{к.вх} = 0,35 \dots 0,45$, максимальную осевую скорость воздуха $c_{а.вх}$ до 200 м/с (сверхзвуковые ступени), что определяло минимально возможный диаметр компрессора $D_{к.вх}$. Для увеличения при этом среднего диаметра компрессора часто выбиралась форма проточной части $D_{к.ср} = \text{const}$. Умеренные степени повышения давления в компрессорах ТРД ($\pi_{к.гг}^* = 10 \dots 15$) приводили к тому, что относительный диаметр втулки при выходе из компрессора возрастал до умеренных величин $\bar{d}_{к.вых} = 0,84 \dots 0,87$.

Компрессоры газогенераторов ТРДДФ не имеют таких жестких ограничений по диаметру, поскольку газогенератор находится внутри наружного контура и его диаметр в меньшей степени влияет на внешние габаритные размеры двигателя. Поэтому задача выбора формы и размеров проточной части компрессора высокого давления в системе ТРДД допускает ряд вариантов. Рассмотрим некоторые из них.

Вначале рассмотрим наиболее простую форму проточной части $D_{к.ср} = \text{const}$. Поскольку, как мы увидим в дальнейшем, выходное сечение компрессора оказывается в значительной степени определяющим, будем рассматривать геометрические показатели компрессора, начиная с этого сечения. Введем некоторые общие соотношения для этого сечения (справедливые, естественно, при любой форме проточной части компрессора):

площадь кольцевого венца при выходе из компрессора

$$F_{к.вых} = \pi h_{к.вых} D_{к.ср} \quad (18.14)$$

где $h_{к.вых}$ — высота лопатки выходного венца;
связь высоты лопатки с относительным диаметром втулки последней ступени $\bar{d}_{к.вых}$ ($D_{к.вт}/D_{к.вых}$)

$$h_{к.вых} = \frac{1 - \bar{d}_{к.вых}}{1 + \bar{d}_{к.вых}} D_{к.ср} \quad (18.15)$$

или

$$\frac{D_{к.ср}}{h_{к.вых}} = \frac{1 + \bar{d}_{к.вых}}{1 - \bar{d}_{к.вых}} \quad [(18.15a)]$$

(для сравнения с аналогичным параметром относительного диаметра, используемым в теории газовых турбин, см. разд. 18.3);
средний диаметр выходного сечения компрессора

$$D_{к.ср} = \sqrt{\frac{F_{к.вых}}{\pi} \frac{1 + \bar{d}_{к.вых}}{1 - \bar{d}_{к.вых}}} \quad (18.16)$$

Применяя эти соотношения к компрессору с постоянным средним диаметром, из (18.13) и (18.16) получим выражение для относительного числа ступеней заданного компрессора ($F_{к.вых} = \text{const}$) при изменении относительного диаметра втулки при выходе, характеризующего изменение среднего диаметра компрессора, а следовательно, и его среднюю окружную скорость при $n_{тк} = \text{const}$:

$$\bar{z}_к = \frac{1 - \bar{d}_{к.вых}}{1 + \bar{d}_{к.вых}} \quad (18.17)$$

На рис. 18.7 показано относительное увеличение среднего диаметра компрессора $\bar{D}_{к.ср}$, средней работы ступени $\bar{L}_{к.ст}$ (пропорциональной квадрату средней окружной скорости $\bar{u}_{к.ср}^2 \sim \bar{D}_{к.ср}^2$ при $\bar{H}_{ср} = \text{const}$) и относительное уменьшение числа ступеней $\bar{z}_к$ при увеличении диаметра втулки выходного сечения компрессора ($n_{тк} = \text{const}$). В качестве базового значения принята величина $\bar{d}_{к.вых} = 0,85$, характерная для компрессоров ТРДФ, имеющих ограничения по габаритным размерам. Как видно, увеличение $\bar{d}_{к.вых}$ до величины 0,92, характерной для ТРДДФ четвертого поколения, позволяет увеличить средний диаметр компрессора ($D_{к.ср} = \text{const}$) на 40 %, а работу ступени в среднем — в два раза и при заданном $\pi_{к.гг}^*$ сократить число ступеней в два раза. Характерно, что отношение диаметра последней ступени компрессора к высоте лопатки ($D_{к.ф}/h$)_{вых} при этом возрастает до ~ 24 (сравните с аналогичным параметром турбины, см. разд. 18.3).

Дальнейшее увеличение $\bar{d}_{к.вых}$ связано с конструктивными и другими ограничениями, которые рассматриваются ниже.

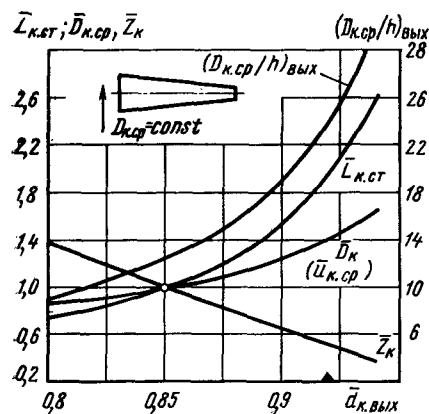


Рис. 18.7. Зависимость относительного диаметра выходной ступени, средней работы ступеней, среднего диаметра и окружной скорости, потребного числа ступеней (при $H_{ср} = const$) от относительного диаметра втулки при выходе из компрессора $D_{к.ср} = const$ ($n_{тк} = const$)

Примем величину $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$ как предельную для дальнейшего анализа и рассмотрим проточные части компрессора других форм. Сравнение произведем при условиях $n_{тк} = const$, $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$ по

величинам среднего диаметра компрессора, потребному числу ступеней (при $\bar{H} = idem$ и $\pi_{к.гг}^* = idem$) и величине относительного диаметра втулки на входе в компрессор.

Представим некоторые геометрические соотношения: относительная площадь входа в компрессор

$$\bar{F} = \frac{F_{к.вх}}{F_{к.вых}} = \frac{\pi_{к.гг}^*}{\sqrt{\tau_{к.гг}^*}} [q(\lambda_{к.вых})/q(\lambda_{к.вх})] = \frac{n+1}{\pi_{к.гг}^*} [q(\lambda_{к.вых})/q(\lambda_{к.вх})], \quad (18.18)$$

где n — показатель политропы сжатия.

Принимая характерные значения $n \approx 1,5$, $q(\lambda_{к.вых})/q(\lambda_{к.вх}) \approx 0,6$, получим

$$\bar{F} \approx 0,6\pi_{к.гг}^{*5/6}; \quad (18.18a)$$

изменение среднего диаметра компрессора по сравнению с диаметром проточной части компрессора $D_{к.ср} = const$ (определенным по выражению (18.16)):

для проточной части с постоянным наружным диаметром $D_к = const$

$$\bar{D}_{к.ср} = \frac{1}{2} \left[\frac{1 + \sqrt{1 - \bar{F}(1 - \bar{d}_{к.вых}^2)}}{1 + \bar{d}_{к.вых}} + 1 \right]; \quad (18.19)$$

для проточной части с постоянным внутренним диаметром $D_{к.вт} = const$

$$\bar{D}_{к.ср} = \frac{1}{2} \left[\frac{\bar{d}_{к.вых} + \sqrt{\bar{d}_{к.вых}^2 + \bar{F}(1 - \bar{d}_{к.вых}^2)}}{1 + \bar{d}_{к.вых}} + 1 \right]; \quad (18.20)$$

относительный диаметр втулки при входе в компрессор $\bar{d}_{к.вх}$:

для постоянного среднего диаметра $D_{к.ср} = const$

$$\bar{d}_{к.вх} = 1 - \frac{2}{1 + \frac{1}{\bar{F}} \frac{1 + \bar{d}_{к.вых}}{1 - \bar{d}_{к.вых}}}; \quad (18.21)$$

для постоянного наружного диаметра $D_к = const$

$$\bar{d}_{к.вх} = \sqrt{1 - \bar{F}(1 - \bar{d}_{к.вых}^2)}; \quad (18.22)$$

для постоянного внутреннего диаметра $D_{к.вт} = const$

$$\bar{d}_{к.вх} = \frac{\bar{d}_{к.вых}}{\sqrt{1 + (\bar{F} - 1)(1 - \bar{d}_{к.вых}^2)}}. \quad (18.23)$$

На рис. 18.8 в соответствии с зависимостями (18.18a)–(18.23) показано изменение $\bar{D}_к$, $\bar{d}_{к.вх}$, \bar{F} и относительного числа ступеней $\bar{z}_к$ (18.13) в зависимости от степени повышения давления в компрессоре газогенератора $\pi_{к.гг}^*$. Как видно, формы проточной части $D_{к.ср} = const$ и $D_{к.вт} = const$ близки друг к другу, но в компрессоре с постоянным диаметром втулки может быть реализован несколько больший средний диаметр проточной части и меньшее число ступеней (например, при $\pi_{к.гг}^* = 15$ на +8 % и –15 %, соответственно). Относительные диаметры втулок на входе $\bar{d}_{к.вх}$ оказываются приемлемыми по конструктивным соображениям до высоких значений $\pi_{к.гг}^*$.

Проточная часть $D_к = const$ может быть применена лишь до умеренных величин $\pi_{к.гг}^*$ (≈ 12), так как при этом уже достигается величина относительного диаметра втулки на входе $\bar{d}_{к.вх} \approx 0,5$, которая ориентировочно может считаться минимальной по конструктивным соображениям (размещение валов, опор и т. п.). При этом ($\pi_{к.гг}^* = 12$) средний диаметр компрессора по сравнению с проточной частью $D_{к.ср} = const$ уменьшается на 11 %, а число ступеней возрастает на 25 %, соответственно возрастает и длина компрессора.

На рис. 18.9 показано сравнение формы и длины проточных частей трех компрессоров с $D_{к.ср} = const$, $D_{к.вт} = const$ и $D_к = const$ при $\pi_{к.гг}^* = 15$ и $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$. Частота вращения ротора и средний коэффициент напора в ступенях выбраны так, чтобы в компрессоре $D_{к.ср} = const$ такая степень повышения давления реализовалась в 12 ступенях. При форме проточной части $D_{к.вт} = const$ компрессор может быть выполнен с 10 ступенями и оказывается короче. При проточной части с $D_к = const$ потребовалось бы 17 ступеней и существенно большая длина компрессора, но он вообще не мог бы быть выполнен по конструктивным соображениям, так как относительный диаметр втулки на входе получается слишком малым ($\approx 0,36$).

Однако выбор форм проточных частей с уменьшающимся наружным диаметром, несмотря на их преимущества, должен производиться с учетом ряда возможных ограничений. Одно из

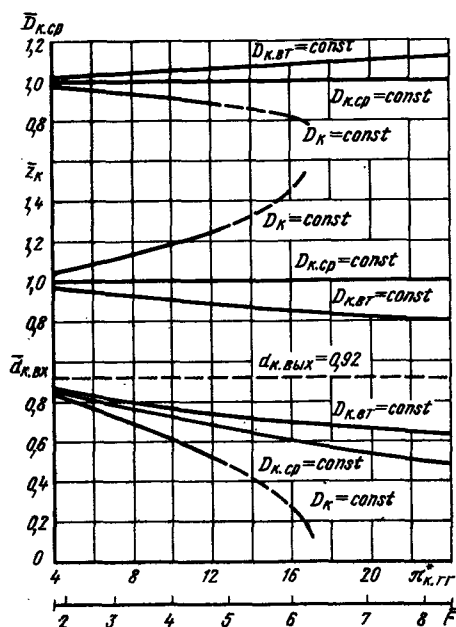
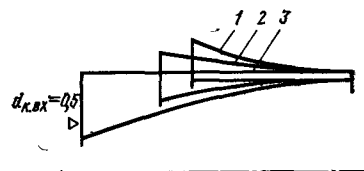


Рис. 18.8. Зависимость относительных величин среднего диаметра проточной части компрессора, числа ступеней ($\bar{N}_{cp} = \text{const}$), диаметра втулки и площади на входе в компрессор в зависимости от степени повышения давления в нем. Принято $\bar{d}_{k, \text{вых}} = 0,92$, $q (\lambda_{k, \text{вых}})/q (\lambda_{k, \text{вх}}) = 0,6$.

Рис. 18.9. Сравнение различных форм проточной части компрессора с $\pi_{k, \text{гг}}^* = 15$ ($\bar{F} = 5,68$), $\bar{d}_{k, \text{вых}} = 0,92$:
1 — $D_{k, \text{вт}} = \text{const}$, $z_k = 9$; 2 — $D_{k, \text{ср}} = \text{const}$, $z_k = 10$; 3 — $D_k = \text{const}$, $z_k = 14$ ($\bar{d}_{k, \text{вх}} = 0,357$)



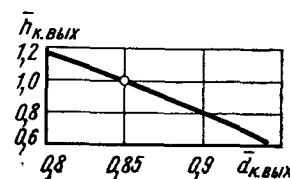
них в компрессорах с высоким $\pi_{k, \text{гг}}^*$ связано с высокой окружной скоростью первых ступеней. Так, по сравнению с компрессором $D_k = \text{const}$ при $\pi_{k, \text{гг}}^* = 15$ (см. рис. 18.9) окружная скорость на периферии лопаток первой ступени у компрессора с $D_{k, \text{ср}} = \text{const}$ больше на 19 %, а у компрессора с $D_{k, \text{вт}} = \text{const}$ — на 30 %. Это может привести к необходимости использования сверхзвуковых ступеней. Таким образом, при осуществлении проточных частей типа $D_{k, \text{ср}} = \text{const}$ и $D_{k, \text{вт}} = \text{const}$ основной трудностью оказывается необходимость получения высоких КПД, что связано с ростом уровня окружных скоростей и малым или отсутствующим подъемом диаметра у втулки.

Реализация подобных форм проточной части связана также с определенными конструктивными трудностями, так как наружный корпус компрессора должен иметь переменный диаметр.

Несмотря на эти ограничения формы проточной части с уменьшающимся наружным диаметром $D_{k, \text{ср}} = \text{const}$, $D_{k, \text{вт}} = \text{const}$, а также возможные промежуточные варианты или комбинации этих форм, такие, как $(D_{k, \text{ср}} = \text{const}) + (D_k = \text{const})$, $(D_{k, \text{вт}} = \text{const}) + (D_{k, \text{ср}} = \text{const})$ и другие с уменьшающимся в целом средним диаметром, являются перспективными и предпочтительными для двухконтурных двигателей, так как в этом случае компрессоры получаются более компактными с меньшими числами ступеней и длиной.

Следует отметить, что при низких степенях повышения давления ($\pi_{k, \text{гг}}^* < 5 \dots 7$, т. е. у ТРДДФ) различия между рассма-

Рис. 18.10. Зависимость относительной высоты лопатки последней ступени компрессора $h_{k, \text{вых}}$ от относительного диаметра ее втулки $\bar{d}_{k, \text{вых}}$ при одинаковых значениях $F_{k, \text{вых}}$ (за единицу принята величина $h_{k, \text{вых}}$ при $\bar{d}_{k, \text{вых}} = 0,85$, характерном для ТРД)



триваемыми формами проточной части компрессоров становятся несущественными (см. рис. 18.8), и форма проточной части может выбираться из чисто конструктивных соображений.

Ограничения по минимальному размеру лопаток последней ступени компрессора. Параметр размерности газогенератора. Высота лопаток последней ступени газогенераторов ТРДД (особенно у нефорсированных двигателей) уменьшается в связи со следующими тенденциями:

- 1) увеличение степени двухконтурности ТРДД для дозвуковых самолетов и соответствующее уменьшение расхода воздуха через внутренний контур $G_{в1}$;
- 2) увеличение температуры газа перед турбиной ТРДДФ и, как следствие, увеличение удельной тяги и снижение общего расхода воздуха через двигатель (при $P_\phi = \text{idem}$);
- 3) увеличение общей степени повышения давления в двигателях $\pi_{k, \Sigma}^*$, приводящее при том же массовом расходе воздуха через внутренний контур к уменьшению объемного расхода на выходе из компрессора;
- 4) увеличение относительного диаметра компрессора газогенератора ТРДД за счет увеличения относительного диаметра втулки на выходе из него $\bar{d}_{k, \text{вых}}$.

Высота лопатки последней ступени компрессора геометрически связана с площадью выхода из компрессора и относительным диаметром втулки зависимостью, полученной из (18.14) и (18.16):

$$h_{k, \text{вых}} = \sqrt{\frac{F_{k, \text{вых}}}{\pi} \frac{1 - \bar{d}_{k, \text{вых}}}{1 + \bar{d}_{k, \text{вых}}}}. \quad (18.24)$$

Сильное влияние на высоту лопатки $h_{k, \text{вых}}$ оказывает относительный диаметр втулки, т. е. диаметр проточной части при $F_{k, \text{вых}} = \text{const}$ (рис. 18.10). При переходе от диаметра втулки $\bar{d}_{k, \text{вых}} = 0,85$, характерного для ТРДФ, к величине $\bar{d}_{k, \text{вых}} = 0,92$, типичной для компрессоров газогенераторов ТРДД, высота лопатки на выходе из компрессора уменьшается на 28 %.

Площадь выхода из компрессора газогенератора связана с приведенным расходом воздуха через внутренний контур ТРДД $G_{в1}$ уравнением расхода:

$$F_{k, \text{вых}} = \frac{1}{m_{кр. в}} \frac{\sqrt{T_{H_0}}}{p_{H_0}} \frac{\sqrt{\tau_{k, \Sigma}^*}}{\pi_{k, \Sigma}^*} \frac{G_{в1 \text{ пр}}}{q (\lambda_{k, \text{вых}})}, \quad (18.25)$$

или с общим расходом воздуха через степень двухконтурности $G_{в пр} = (m + 1) G_{в I пр}$:

$$F_{к. вых} = \frac{1}{m_{кр. в}} \frac{\sqrt{T_{H_0}}}{\rho_{H_0}} \frac{\sqrt{\tau_{к\sigma}^*}}{\pi_{к\sigma}^*} \frac{G_{в. пр}}{(m + 1) q (\lambda_{к. вых})} \quad (18.25a)$$

Здесь $\tau_{к\sigma}^* = T_{к\sigma}^*/T_{H_0}^*$ — степень повышения температуры воздуха при сжатии во внутреннем контуре ТРДД, связанная с суммарной степенью повышения давления в нем через средний показате-

ль политропы сжатия n зависимостью $\tau_{к\sigma}^* = \pi_{к\sigma}^{* \frac{n-1}{n}}$. Подставляя значения ρ_{H_0} , T_{H_0} , $m_{кр. в}$ (для $k = 1,4$) и принимая, как и ранее, $n \approx 1,5$, получим

$$F_{к. вых} \approx 0,00415 \frac{G_{в. пр}}{(m + 1) \pi_{к. \Sigma}^{*5/6} q (\lambda_{к. вых})} \quad (18.26)$$

Величина $q (\lambda_{к. вых})$ изменяется в узких пределах, так как у современных компрессоров $\lambda_{к. вых} = 0,25 \dots 0,35$.

Полученная зависимость позволяет проанализировать влияние степени двухконтурности и общей степени повышения давления в двигателе на площадь сечения на выходе из компрессора высокого давления $F_{к. вых}$ и высоту лопатки последней ступени $h_{к. вых}$ (18.24) при одинаковом общем расходе воздуха через двигатель ($G_{в} = idem$) (рис. 18.11). Сравнение проводится с ТРД, имеющим $\pi_{к\sigma}^* = 10$ и величину втулки на выходе из компрессора $\bar{d}_{к. вых} = 0,85$, т. е. с характерным двигателем второго поколения. В двухконтурных двигателях с параметрами, характерными для четвертого поколения, $m = 4 \dots 6$, $\pi_{к\sigma}^* = 25 \dots 30$, $\bar{d}_{к. вых} = 0,92$, при $G_{в} = idem$, площадь на выходе из КВД $\bar{F}_{к. вых}$ уменьшается по сравнению с указанным ТРД в 11 ... 17 раз, а высота лопатки последней ступени — в 4,5 ... 6 раз. Мы видим, что решающими факторами, приводящими к уменьшению $F_{к. вых}$ и $h_{к. вых}$ оказываются увеличение сте-

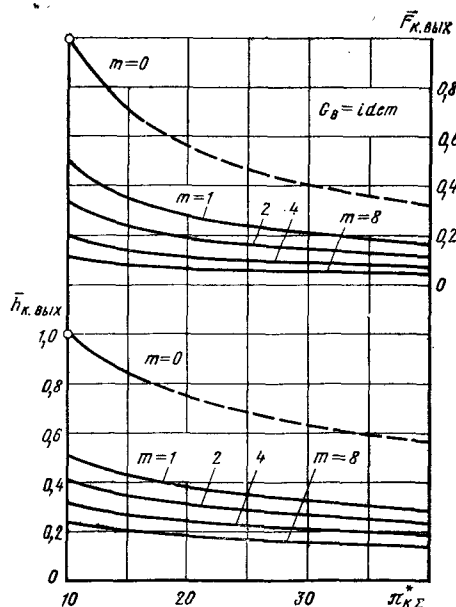


Рис. 18.11. Изменение относительных величин выходной площади и высоты лопатки последней ступени КВД ТРД и ТРДД в зависимости от суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности ($G_{в} = idem$). ТРД — $d_{к. вых} = 0,85$, ТРДД — $d_{к. вых} = 0,92$

пени двухконтурности в ТРДД (т. е. уменьшение расхода воздуха через внутренний контур) и увеличение $\pi_{к\sigma}^*$ (уменьшение объемного расхода воздуха через последнюю ступень), т. е. факторы, связанные с основной тенденцией развития турбореактивных двигателей.

На абсолютную величину площади выхода из компрессора и высоту лопатки последней ступени помимо указанных факторов оказывает влияние величина тяги двигателя, его тип, определяющие удельную тягу и расход воздуха через двигатель.

Площадь выхода из компрессора $F_{к. вых}$ пропорциональна при заданной приведенной осевой скорости воздуха $\lambda_{к. вых}$ величине приведенного расхода воздуха на выходе из компрессора

$$(G_{в I})_{пр. вых} = G_{в I} \frac{\rho_{к\sigma}^*}{\rho_{H_0}} \sqrt{\frac{T_{H_0}}{T_{к\sigma}^*}} = 1,67 \cdot 10^{-4} G_{в I} \frac{\rho_{к\sigma}^*}{\sqrt{T_{к\sigma}^*}},$$

которая характеризует объемный расход воздуха в этом сечении. Величины $F_{к. вых}$ и $(G_{в I})_{пр. вых}$ прямо связаны друг с другом уравнением расхода (числовой коэффициент соответствует $k = 1,4$):

$$F_{к. вых} = 0,00415 \frac{(G_{в I})_{пр. вых}}{q (\lambda_{к. вых})} \quad (18.27)$$

При $\lambda_{к. вых} = 0,27$ получаем легко запоминающуюся зависимость

$$F_{к. вых} = 0,01 (G_{в I})_{пр. вых} \quad (18.27a)$$

Здесь $F_{к. вых}$ выражено в m^2 , а $(G_{в I})_{пр. вых}$ в $кг/с$.

Сравнивая выражения (18.26) и (18.27), получим связь приведенного (объемного) расхода на выходе из КВД с приведенным массовым расходом воздуха через внутренний контур ТРДД и общим расходом в стартовых условиях:

$$(G_{в I})_{пр. вых} \approx G_{в I пр} \pi_{к\sigma}^{*5/6} = \frac{G_{в. пр}}{(m + 1) \pi_{к\sigma}^{*5/6}} \quad (18.28)$$

Назовем параметры $F_{к. вых}$ и $(G_{в I})_{пр. вых}$ параметрами размерности газогенератора ТРДД (или турбокомпрессора ТРД), так как они определяют величину выходного сечения, средний диаметр выходного лопаточного венца (по 18.16), минимальную высоту проточной части $h_{к. вых}$ на выходе из компрессора. Эти параметры удобны тем, что не зависят от того, в каком двигателе используется данный газогенератор, так как изменение параметров на входе в него не влияет на объемный расход воздуха на выходе (т. е. на $(G_{в I})_{пр. вых}$) при фиксированном значении $F_{к. вых}$.

Действительно, если при неизменном газогенераторе увеличивать общую степень повышения давления в двигателе $\pi_{к\sigma}^*$ (например, добавлением «подпорных» ступеней за вентилятором

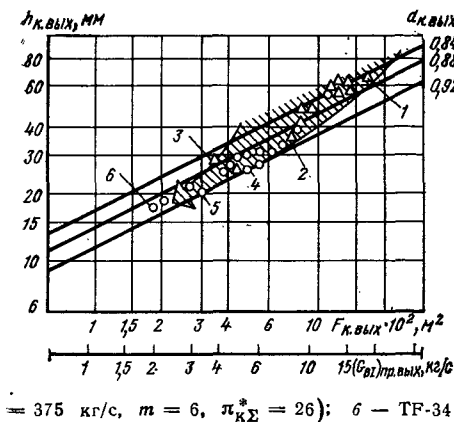


Рис. 18.12. Тенденция изменения параметров размерности газогенераторов (турбокомпрессоров), относительного диаметра втулки при выходе из компрессора и высоты лопатки последней его ступени (принято $\lambda_{к. вых} \approx 0,3$):

Δ — ТРД (ТРДФ) второго и третьего поколений; 1 — «Олимп 593» ($G_{в. пр. вых} = 197$ кг/с, $\pi_{к}^* = 16$); 2 — J-79 ($G_{в. пр. вых} = 77$ кг/с, $\pi_{к}^* = 13,5$); 3 — J-85 ($G_{в. пр. вых} = 23,8$ кг/с, $\pi_{к}^* = 8,1$); \circ — ТРДД (ТРДДФ) третьего и четвертого поколений; 4 — RB.211-22 ($G_{в. пр. вых} = 580$ кг/с, $m = 5$, $\pi_{к\Sigma}^* = 25$); 5 — CFM.56-2 ($G_{в. пр. вых} = 375$ кг/с, $m = 6$, $\pi_{к\Sigma}^* = 26$); 6 — TF-34 ($G_{в. пр. вых} = 153$ кг/с, $m = 6,2$, $\pi_{к\Sigma}^* = 21$).

ТРДД), то в соответствии с (18.26) увеличится расход воздуха через внутренний контур $G_{в. пр. вых}$ (пропорционально $\pi_{к\Sigma}^*$), а приведенный расход на выходе ($G_{в. пр. вых}$) останется неизменным, так как газогенератор не изменил своих размеров.

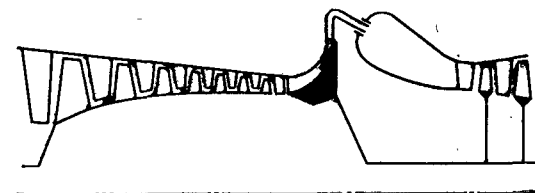
Полученные зависимости (18.25) ... (18.28) позволяют проанализировать статистическую тенденцию изменения параметров размерности и других параметров турбокомпрессоров ТРДФ и газогенераторов ТРДДФ (рис. 18.12).

При переходе от ТРДФ второго и третьего поколений к двухконтурным ТРДДФ третьего и четвертого поколений вследствие роста степени двухконтурности и $\pi_{к\Sigma}^*$ сильно уменьшилась размерность газогенераторов — от ($G_{в. пр. вых} = 4 \dots 20$ кг/с до $2 \dots 12$ кг/с (или в величинах $F_{к. вых}$ от $0,035 \dots 0,18$ м² до $0,018 \dots 0,11$ м²). Относительный диаметр втулки на выходе из компрессора имеет отмеченную выше тенденцию увеличения с $d_{к. вых} = 0,84 \dots 0,88$ в ТРД до $d_{к. вых} = 0,9 \dots 0,92$ в ТРДД. Эти тенденции привели к уменьшению высоты лопатки на выходе из компрессора в двигателях четвертого поколения до $17 \dots 25$ мм при среднем диаметре ступени, соответственно, $\approx 300 \dots 600$ мм.

Такое уменьшение размера лопаток приводит к значительным трудностям получения высоких значений КПД компрессора из-за двух главных факторов: увеличивающегося влияния радиального зазора между лопатками и корпусами (или ротором, если применяются консольные спрямляющие аппараты) и влияния уменьшающегося числа Рейнольдса на рост потерь при обтекании лопаток малого размера (этот фактор сказывается особенно в двигателях, предназначенных для высотных полетов).

Влияние радиального зазора в двигателях современной конструкции парируется устройством жестких корпусов с разгруженной оболочкой, образующей наружную поверхность воздушного тракта, а также специальных систем регулирования ради-

Рис. 18.13. Газогенератор перспективного ТРДД с «закрывающей» центробежной ступенью компрессора



ального зазора, учитывающих фактическую термическую и механическую деформацию деталей ротора и статора компрессора. Это позволяет устанавливать минимальные монтажные радиальные зазоры при сборке и поддерживать их необходимую величину в различных условиях эксплуатации двигателя. Однако высоту лопатки $15 \dots 20$ мм следует считать минимально допустимой.

Как указывалось, дальнейшее развитие ТРДД для дозвуковых самолетов приведет к увеличению суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности. В таких двигателях использование осевого компрессора газогенератора из-за слишком малых размеров лопаток последних ступеней окажется невозможным, и необходимо будет применение замыкающей центробежной ступени вместо нескольких осевых. Пример газогенератора перспективного ТРДД для дозвуковых полетов с комбинированным компрессором показан на рис. 18.13. Параметры такого гипотетического двигателя и его газогенератора выбраны следующими [10]: $\pi_{к\Sigma}^* \approx 60$, $T_{г}^* \approx 1800$ К, $m \approx 12$, степень повышения давления в КВД газогенератора $\pi_{к. г}^* \approx 25$.

Известно, что центробежные ступени в настоящее время широко применяются в компрессорах малоразмерных ГТД для вертолетов, ТВД и вспомогательных ГТУ.

В перспективных двигателях с меньшими значениями степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления (например, в форсированных ТРДДФ для сверхзвуковых самолетов) применение последней центробежной ступени может оказаться и не обязательным в связи с большей общей размерностью газогенератора.

Сокращение числа деталей ротора компрессора. Рассмотрим тенденцию относительного изменения числа деталей ротора компрессора газогенератора при различном формировании его проточной части. Этот фактор является важным в производственном отношении (а также при ремонте), так как трудоемкость изготовления компрессора занимает существенную долю в общей трудоемкости изготовления двигателя. Рассмотрим главные элементы конструкции компрессора: число ступеней (дисков) $z_{к. пр.}$, число лопаток $z_{л. пр.}$, а также число типоразмеров этих элементов $z_{т. пр.}$, которое в первом приближении пропорционально числу ступеней ($z_{т. пр.} \approx z_{к. пр.}$).

При заданных работе, частоте вращения и диаметре турбины возможность сокращения числа ступеней компрессора, как это было показано выше, в соответствии с зависимостью (18.13) связано с увеличением среднего диаметра проточной части компрессора $D_{к. ср.}$, т. е. с ростом окружных скоростей в ступенях (см. рис. 18.7—18.9).

Число лопаток рабочего колеса со средним диаметром $D_{ср}$ и шагом лопаток t равно $z_{л} = \pi D_{ср} / t$. Введем сюда величины относительного шага лопаток t/s (s — хорда лопаток) и относительного их удлинения h/s :

$$z_{л} = \frac{(h/s)}{(t/s)} \frac{\pi D_{ср}}{h}.$$

Высота лопатки h связана с кольцевой площадью лопаточного венца зависимостью $F = \pi h D_{ср}$, причем можно принять $F \approx \text{const}$ при вариациях среднего диаметра ступени $D_{ср}$. Тогда число лопаток будет равно $z_{л} \approx \frac{(h/s)}{(t/s)} \frac{(\pi D_{ср})^2}{F}$, а относительное его изменение при изменении диаметра ступени $D_{ср}$ выразится зависимостью

$$\bar{z}_{л} \approx \frac{(\bar{h/s})}{(\bar{t/s})} \bar{D}_{ср}^2, \quad (18.29)$$

т. е. число лопаток на каждой ступени растет при увеличении $D_{ср}$ пропорционально его квадрату, если удлинение и шаг лопаток при этом не изменяются.

Аналогичная зависимость может быть получена и для лопаток направляющих и спрямляющих аппаратов.

Относительное изменение общего числа лопаток во всех ступенях компрессора $\bar{z}_{л\sum}$ рассмотрим на примере компрессора с $D_{к,ср} = \text{const}$. В этом случае из (18.13) и (18.29) получим для i ступеней компрессора:

$$\bar{z}_{л\sum} = \bar{z}_{л} \cdot \bar{z}_{к} = \sum_i \frac{(\bar{h/s})}{(\bar{t/s})}. \quad (18.30)$$

Эта зависимость справедлива при заданной частоте вращения ротора $n_{тк} = \text{const}$.

Если относительные удлинения и шаги лопаток при увеличении $D_{к,ср}$ и средней окружной скорости $u_{к,ср}$ сохраняются, то общее число лопаток, несмотря на уменьшение числа ступеней, останется прежним (вследствие их абсолютного измельчения). Однако зависимости (18.13), (18.29), (18.30) получены при постоянных средних коэффициентах напора $\bar{H}_{ср}$ в ступенях. В этих условиях рост $u_{к,ср}$ позволяет увеличить относительный шаг лопаток t/s . Кроме того, в практике наблюдается тенденция снижения удлинения лопаток, в частности, в целях увеличения КПД. Все это приводит к снижению общего числа лопаток по выражению (18.30) при росте $D_{к,ср}$ и уменьшении числа ступеней i .

В перспективе применение в турбине новых материалов или более эффективных систем охлаждения позволит увеличить параметр напряженности лопаток турбины ε и, согласно (18.8) и (18.11), увеличить частоту ее вращения и уменьшить диаметр; соответственно (18.12) уменьшится диаметр компрессора и пропорционально квадрату диаметра — общее число лопаток даже при $z_{к} = \text{const}$. Может быть, согласно (18.12) и (18.13), еще более уменьшено число ступеней $z_{к}$, но при некотором увеличении диаметра $D_{к,ср}$ и примерном сокращении общего (уменьшенного) числа лопаток $z_{л\sum}$ (см. 18.30). Уменьшение относительного диаметра турбины и компрессора в перспективе целесообразно также и потому, что при этом увеличивается высота лопаток последних ступеней компрессора и первой ступени турбины, что способствует увеличению их КПД.

В результате проведенного анализа можно сделать следующие выводы:

1) При заданной прочностью турбины частоте вращения ротора газогенератора целесообразно увеличивать диаметр проточной части компрессора; при этом: уменьшается число его ступеней; уменьшается число типоразмеров дисков и лопаток; общее число лопаток сохраняется примерно одинаковым или уменьшается при использовании лопаток малого удлинения и расстановке их с увеличенным шагом.

2) При увеличении в перспективе частот вращения роторов (новые материалы и более эффективные системы охлаждения в турбине) возможны следующие варианты использования этого преимущества:

а) уменьшение среднего диаметра простояной части компрессора до получения $u_{к,ср} = \text{idem}$ (по сравнению с п. 1); при этом: сохраняется число его ступеней и число типоразмеров дисков и лопаток; существенно сокращается общее число лопаток (см. 18.29); увеличивается абсолютная высота лопаток (увеличение КПД);

б) сохранение среднего диаметра проточной части компрессора (в соответствии с п. 1); при этом:

дополнительно снижается число его ступеней и типоразмеров дисков и лопаток;

сокращается общее число лопаток;

в) промежуточный вариант между пп. а) и б).

Вариант по п. 1 широко используется в газогенераторах ТРДД и ТРДДФ четвертого поколения.

По общему эффекту сокращения чисел ступеней, типоразмеров деталей и лопаток перспективные варианты 2, б и 2, в являются предпочтительными. При необходимости получения высоких КПД целесообразно рассматривать вариант 2, а. Более детально эти вопросы рассматриваются в следующем разд. 18.5.

18.5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Полученные в разд. 18.2 ... 18.4 закономерности позволяют выбрать и согласовать конструктивно-геометрические параметры компрессора и турбины газогенератора ТРДД, т. е. сформировать его проточную часть с учетом главных ограничений. По-прежнему, рассматриваем наиболее простой случай — одновальный газогенератор двухвального ТРДДФ. Все приведенные в этом разделе и ранее соотношения и порядок их применения справедливы также и для одновальных ТРДФ с учетом специфических ограничений (по максимально допустимым диаметрам компрессора и турбины и др.), а также для ротора высокого давления трехвального ТРДДФ.

Исходные данные ТРДДФ для формирования проточной части газогенератора

1. Основные данные и параметры термодинамического цикла на расчетном по прочности режиме работы (например, взлетном): G_b , m , $\pi_{к\sum}$, $T_{г*}$, $\pi_{в*}$, $\pi_{к,гг*}$.

Вопрос о рациональном выборе $\pi_{к,гг*}$ при заданном $\pi_{к\sum}$ требует анализа многих факторов, в том числе чисто конструктивных, габаритных и компоновочных. Величина $\pi_{к,гг*}$ связана в значительной степени с выбором одноступенчатой или двухступенчатой турбины газогенератора. В простейшем случае, когда ротор вентилятора не имеет подпорных ступеней во внутреннем контуре $\pi_{к,гг*} = \pi_{к\sum} / \pi_{в*}$, при наличии подпорных ступеней с $\pi_{п*}$: $\pi_{к,гг*} = \pi_{к\sum} / \pi_{в*} \pi_{п*}$.

При высоких значениях $\pi_{к\sum} \geq 25 \dots 30$ в двухвальных ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m \geq 5 \dots 6$) из-за низких значений $\pi_{в*} = 1,6 \dots 1,8$ обойтись без подпорных ступеней в роторе вентилятора не удастся.

Могут быть рассмотрены газогенераторы с несколькими вариантами задания $\pi_{к,гг*}$.

2. КПД, коэффициенты потерь в элементах проточной части, относительные величины отборов воздуха.

3. Результаты термогазодинамического расчета двигателя (давления и температуры воздуха во всех характерных сечениях газогенераторов).

Последовательность формирования проточной части

1. Определяем размерность газогенератора (площадь выхода из компрессора $F_{к. вых}$) (по (18.25а) или приближенно по (18.26).

Турбина газогенератора

2. Определяем отношение площадей на выходе из турбины и из компрессора, полагая, что направление потока за турбиной близко к осевому:

$$\frac{F_{тк. вых}}{F_{к. вых}} \approx \frac{m_{кр. в}}{m_{кр. г}} (1 + q_t) (1 - \bar{G}_{охл. тв}) \frac{\pi_{тк}^*}{\sigma_{к. с}} \sqrt{\frac{T_{тк}^*}{T_k^*} \frac{q(\lambda_{к. вых})}{q(\lambda_{тк. вых})}} \quad (18.31)$$

Здесь величины приведенных скоростей находятся обычно в узких пределах: $\lambda_{к. вых} = 0,25 \dots 0,35$, $\lambda_{тк. вых} = 0,4 \dots 0,5$, $\bar{G}_{охл. тв}$ — относительный расход воздуха, отбираемый на охлаждение турбины вентилятора.

3. В целях упрощения принимаем проточную часть турбины с $D_{тк. ср} = \text{const}$, что мало влияет на конечный результат по сравнению с другими вариантами.

4. Определяем из (18.4) окружную скорость турбины на среднем диаметре

$$u_{тк. ср} = y_{тк. ср}^* \sqrt{\frac{2L_{тк}^*}{z_{тк}}},$$

где $L_{тк}^*$ определяется из (18.2), $y_{тк. ср}^* \approx 0,55$ (см. рис. 18.4 и разд. 18.3).

Число ступеней турбины с целью сокращения деталей конструкции желательно иметь минимальным ($z_{тк} = 1$), однако это может привести при высоких значениях $\pi_{к. г}$ и умеренных T_k^* к слишком большим отношениям $D_{тк. ср}/h$ (см. п. 5) и перепадам $\pi_{тк}^*$, что приведет к снижению КПД и трудностям конструктивного характера (см. разд. 18.3). В этом случае необходимо применить двухступенчатую турбину.

5. Определяем отношение $D_{тк. ср}/h$ в турбине [(18.11) и рис. 18.6].

Для реализации параметра напряжения $\varepsilon = (1,5 \dots 2) \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2$, связанного с напряжением растяжения лопаток σ_p по (18.6), необходимо осуществить эффективное охлаждение лопаток, чтобы получить нужные уровни температуры металла лопаток и запасы прочности, достаточные для получения заданного ресурса работы. Порядок оценки теплового состояния и прочности лопаток дан ниже в разд. 18.6 [см. выражения (18.45)–(18.49)]. В настоящее время для лопаток турбин применяют различные модификации сплава типа ЖС-6. В перспективе возможно появление более жаропрочных материалов, которые позволят увеличить параметр напряжения ε .

Величина $D_{тк. ср}/h$ одноступенчатой турбины не должна быть выше $14 \dots 16$ (см. разд. 18.3 и рис. 18.6). В противном случае следует перейти к двухступенчатой турбине (п. 4).

6. Определяем частоту вращения ротора газогенератора из (18.8) $n_{тк} = \sqrt{\varepsilon/(\pi F_{тк. вых})}$, где $F_{тк. вых}$ находим по п. 2.

7. Определяем средний диаметр турбины (18.10) и высоту лопатки на выходе:

$$D_{тк. ср} = \sqrt{\frac{F_{тк. вых}}{\pi} \left(\frac{D_{тк. ср}}{h} \right)},$$

$$h_{т. вых} = D_{тк. ср} \left/ \left(\frac{D_{тк. ср}}{h} \right) \right.,$$

где $(D_{тк. ср}/h)$ находим по п. 5, $F_{тк. вых}$ — по п. 2.

Компрессор газогенератора

8. Задаемся относительной величиной втулки на выходе $d_{к. вых} \leq 0,92$ (см. разд. 18.4).

9. Определяем высоту лопатки последней ступени $h_{к. вых}$ по (18.24), где $F_{к. вых}$ по п. 1. $d_{к. вых}$ — по п. 8. В случае, если $h_{к. вых} \leq 15 \dots 20$ мм (см. разд. 18.4), следует уменьшить величину $d_{к. вых}$ (п. 8).

10. Определяем площадь входа в компрессор $F_{к. вх} = \bar{F} F_{к. вых}$, где \bar{F} — по (18.18) или приближенно — по (18.18а), $F_{к. вых}$ — по п. 1.

11. Выбираем форму тракта компрессора $D_{к. ср} = \text{const}$, $D_{к. вт} = \text{const}$, $D_{к. вх} = \text{const}$ (или промежуточную, или комбинированную из этих форм в соответствии с рекомендациями разд. 18.4).

12. Определяем относительный диаметр втулки на входе $d_{к. вх}$ по (18.21)–(18.23), где $d_{к. вых}$ — по п. 8. Если получилась слишком малая величина $d_{к. вх} (< 0,5)$, то выбираем более «высокую» проточную часть. В частности, можно задать величину $d_{к. вх}$ из конструктивных соображений и выбрать соответствующую проточную часть при заданном $d_{к. вых}$.

13. Определяем наружный диаметр компрессора на входе

$$D_{к. вх} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \frac{F_{к. вх}}{(1 - d_{к. вх}^2)}}.$$

14. Определяем периферийную окружную скорость на входе в компрессор $u_{к. вх} = u_{тк. ср} (D_{к. вх}/D_{тк. ср})$, где $u_{тк. ср}$ — по п. 4, $D_{тк. ср}$ — по п. 7. Может быть получена слишком большая окружная скорость, которая потребует применения специальных сверхзвуковых ступеней (см. разд. 18.4). Возможна коррекция $u_{к. вх}$ с уменьшением $d_{к. вх}$ в п. 11 ... 14.

15. Определяем средний диаметр выходной ступени $(D_{к. ср})_{вых}$ по (18.16).

16. Определяем средний диаметр компрессора $D_{к. ср}$. При формах проточной части $D_{к. ср} = \text{const}$, $D_{к. ср} = (D_{к. ср})_{вых}$ по п. 15; $D_{к. вт} = \text{const}$ и $D_{к. вт} = \text{const} - D_{к. ср}$ определяется по (18.19) и (18.20) с использованием \bar{F} по п. 10.

17. Определяем число ступеней компрессора (см. разд. 18.2 и рис. 18.3)

$$z_k = z_t \left(\frac{D_{тк. ср}}{D_{к. ср} K_{тк}} \right)^2,$$

где параметр согласования $K_{тк} = 0,4 \dots 0,5$ (18.5), $D_{тк. ср}$ по п. 7, $D_{к. ср}$ — по п. 16.

Построение меридионального сечения проточной части газогенератора

Полученные выше данные касались выбора диаметральных размеров, формы проточной части и чисел ступеней компрессора и турбины. Для получения геометрического облика проточной части компрессора и турбины необходимы данные об относительных продольных размерах их ступеней и осевых зазорах между ними. Для определения продольных размеров ступеней в первом приближении могут быть использованы обобщенные статистические данные или сведения, имеющиеся в курсе лопаточных машин.

Размеры и форма камеры сгорания газогенератора могут быть определены с использованием данных гл. 5 по известным параметрам и диаметральному размеру в выходном сечении компрессора и на входе в турбину.

Рассмотренная методика формирования проточной части может быть использована для вариантных расчетов облика газогенератора ($\pi_{к.гг}^* = \text{var}$, $z_{тк} = \text{var}$, $\varepsilon = \text{var}$, $\bar{d}_{к.вых} = \text{var}$, разная форма проточной части компрессора и т. п.) с целью поиска оптимальных решений в системе автоматизированного проектирования на ЭВМ (САПР).

Примеры формирования облика газогенераторов ТРДД и тенденции его развития

Рассматриваются три газогенератора, отличающиеся величиной температуры газа T_g^* , уровнем напряжений растяжения в лопатках турбин, формой проточной части компрессора. Все газогенераторы имеют одинаковую размерность $F_{к.вых} = \text{idem}$ и одинаковую степень повышения давления $\pi_{к.гг}^* = 15$, характерную для ТРДД с большой степенью двухконтурности дозвуковых самолетов. Результаты расчетов по формированию проточной части газогенераторов приведены в табл. 18.2¹.

Газогенератор № 1 (гг-1) имеет максимальную температуру газа $T_g^* = 1600$ К, максимально допустимый диаметр втулки на выходе из компрессора $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$ (п. 14), проточную часть с возрастающим средним диаметром (п. 15), предельно низкий диаметр втулки на входе в компрессор $\bar{d}_{к.вх} = 0,5$ (п. 16). Параметр напряжения в лопатках двухступенчатой турбины принят на характерном современном уровне $\varepsilon = 1,75 \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (п. 10). Указанные особенности определили умеренные окружные скорости в компрессоре (п. 18) и турбине (п. 9) и достаточно большое число ступеней компрессора ($z_k = 15$, п. 22). Общее число ступеней в гг-1 равно 17 (п. 23). Длина газогенератора достаточна велика (рис. 18.14). Для его реализации, видимо, потребуется конструкция ротора с тремя подшипниковыми опорами. В целом облик этого газогенератора типичен для некоторых ТРДД четвертого поколения (например, ТРДД типа CF-6 фирмы Джерал Электрик).

Газогенератор № 2 (гг-2) отличается высокой максимальной температурой газа $T_g^* = 1800$ К. Параметр напряжения в лопатках турбины ε такой же, как у гг-1 (п. 10). Необходимый запас прочности турбинных лопаток обеспечивается применением соответствующих систем охлаждения и материалами. Высокая температура газа позволяет получить примерно такую же работу турбины, что и в гг-1 (п. 5), при меньшей степени расширения в турбине (п. 6). Поэтому давление за турбиной у гг-2 увеличивается, а площадь выхода из турбины уменьшается на 7 % (п. 7). Это, согласно (18.8), позволяет при том же уровне напряжений в лопатках ε увеличить частоту вращения ротора на 3,5 %

¹ Далее в тексте в скобках даются ссылки на позиции этой таблицы (например, п. 1, п. 10 и т. п.).

Таблица 18.2

№ по пор.	Номер газогенератора	1	2	3	
1	$T_g^*, \text{ К}$	1600	1800		Газогенератор
2	$\pi_{к\Xi}^*$	30	35		
3	$\pi_{к.гг}^*$	15	15		
4	$\theta_g = T_g^*/T_{вх}$	4,44	4,72		
5	$L_{тк}, \text{ кДж/кг}$	523,4	553,9		
6	$\pi_{тк}^*$	4,713	4,22		
7	$F_{тк.вых}/F_{к.вых}$	3,6	3,36		
8	z_t	2	2 (1)	1	Турбина
9	$u_{тк.ср}, \text{ м/с}$	424	436 (617)	617	
10	$\varepsilon \cdot 10^4, \text{ м}^2/\text{с}^2$	1,75	1,75	2,625	
11	$D_{тк.ср}/h$	10,27	10,88 (21,75)	14,5	
12	$\bar{D}_{тк.ср}$	1	0,995 (1,41)	1,15	
13	$\bar{n}_{тк}$	1	1,035	1,267	
14	$\bar{d}_{(к.вых)}$	0,92	0,92	0,91	Компрессор
15	Проточная часть	$(D_{к.ср} = \text{const}) + (D_{к.вх} = \text{const})$	$D_{к.вт} = \text{const}$	$D_{к.ср} = \text{const}$	
16	$\bar{d}_{к.вх}$	0,5	0,7	0,61	
17	$\bar{D}_{к.вх}$	1	1,212	1,093	
18	$u_{к.вх}, \text{ м/с}$	384	481	536	
19	$\bar{D}_{к.ср}$	1	1,17	1,08	
20	$D_{тк.ср}/D_{к.ср}$	1,35	1,145 (1,62)	1,44	
21	$K_{тк}$	0,49	0,49	0,49	
22	z_k	15	11	8	
23	$z_{\Sigma гг}$	15+2=17	11+2=13	8+1=9	
24	$\bar{L}_{гг}$ (длина)	1	$\approx 0,8$	$\approx 0,65$	



Рис. 18.14. Схемы проточных частей газогенераторов ТРДД (размерность $F_{к. вых} = idem$): гг-1 — $\pi_{к. гг} = 15$, $T_{г*} = 1600$ K, $z_{Σгг} = 17$, $\epsilon_{исх} = 1,75 \cdot 10^4$ м²/с²; гг-2 — $\pi_{к. гг} = 15$, $T_{г*} = 1800$ K, $z_{Σгг} = 13$, $\epsilon = \epsilon_{исх}$ (пунктир — одноступенчатая турбина); гг-3 — $\pi_{к. гг} = 15$, $T_{г*} = 1800$ K, $z_{Σгг} = 9$, $\epsilon = 1,5\epsilon_{исх}$ (другие параметры см. в табл. 18.2). Треугольниками (▶ ◀) обозначены величины наружных диаметров на входе в компрессор и на выходе из турбины у первого газогенератора

(п. 13). Кроме того, в компрессоре применена проточная часть $D_{к. вт} = const$ (п. 15) с падающим средним диаметром, что позволило заметно увеличить $d_{к. вх}$, входной наружный диаметр (п. 16, 17) и на 17 % — средний диаметр компрессора (п. 19). В результате увеличения частоты вращения и среднего диаметра $D_{к. ср}$ сильно возрос уровень окружных скоростей в компрессоре (п. 18) и число его ступеней сократилось с 15 до 11 (п. 22). Общее число ступеней в гг-2 при двухступенчатой турбине равно 13 вместо 17 у гг-1 (п. 23). Длина гг-2 $L_{гг}$ примерно на 20 % меньше длины гг-1 (см. рис. 18.14). В этом генераторе, по-видимому, уже можно применить двухпорную конструкцию ротора.

В качестве варианта рассмотрена возможность применения в гг-2 одноступенчатой турбины (см. рис. 18.14 и цифры в скобках в табл. 18.2). Этот вариант оказывается неприемлемым из-за слишком большого диаметра турбины, $D_{тк. ср}/h = 21,75$ (п. 11).

Газогенератор № 3 (гг-3) имеет такую же температуру газа, как и гг-2 (1800 K), но отличается на 50 % большим уровнем напряжения в лопатках турбины $\epsilon = 1,5 \epsilon_{исх} = 2,625 \cdot 10^4$ м²/с² (п. 10), что должно быть обеспечено применением более совершенных материалов рабочих лопаток с повышенной удельной жаропрочностью, улучшенных систем их охлаждения, облегченных конструкций охлаждаемых лопаток и т. п. Повышение уровня $T_{г*}$ и ϵ позволяет увеличить частоту вращения ротора $n_{тк}$ на 27 % по сравнению с гг-1 (п. 13). Это делает возможным применить одноступенчатую турбину с высокой окружной скоростью $u_{тк. ср} = 617$ м/с (п. 9) при допустимой величине отношения $D_{тк. ср}/h = 14,5$ (п. 11). Создаются предпосылки также для существенного уменьшения числа ступеней компрессора. Например, при сохранении проточной его части с $D_{к. вт} = const$ (как в гг-2) число ступеней компрессора уменьшается до $z_k = 7$, но окруж-

ная скорость на выходе в него возрастает до чрезмерно большой величины $u_{к. вх} \approx 600$ м/с. Поэтому целесообразно несколько «понизить» проточную часть компрессора. Выбираем $d_{к. вых} = 0,91$ и проточную часть $D_{к. ср} = const$, при этом несколько возрастает высота лопаток последних ступеней и снижается окружная скорость на входе до величины $u_{к. вх} = 536$ м/с (п. 18), что облегчает задачу получения высоких КПД компрессора. В компрессоре добавляется одна ступень ($z_k = 8$). Общее число ступеней в гг-3 $z_{Σгг} = 9$, т. е. почти в два раза меньше, чем в гг-1, а длина сократилась в 1,5 раза (пп. 23 и 24) при несколько больших диаметральных габаритных размерах. При этом может быть получена конструкция короткого жесткого двухпорного ротора газогенератора.

Приведенные примеры и материалы разд. 18.2 ... 18.4 позволяют выделить следующие основные факторы, определяющие тенденцию развития облика газогенераторов ТРДД в направлении сокращения числа ступеней, типоразмеров элементов турбокомпрессора и числа деталей, а также уменьшения продольных габаритных размеров газогенератора:

1) Повышение температуры газа $T_{г*}$, способствующее увеличению частоты вращения ротора.

2) Применение новых турбинных материалов с высокой удельной жаропрочностью, высокоэффективных систем охлаждения и облегченных конструкций охлаждаемых лопаток, позволяющих повысить уровень параметра напряжения в рабочих лопатках турбин.

3) Применение при $\pi_{к. гг} > 7 \dots 8$ форм проточной части компрессора с понижающимся или постоянным средним диаметром ($D_{к. вт} = const$, $D_{к. ср} = const$ и др.).

4) Увеличение диаметра компрессора вплоть до $d_{к. вых} = 0,92$ (с ограничением по $h_{к. вых \min}$). При возможности значительного сокращения числа ступеней за счет других факторов [например, за счет увеличения частоты вращения (см. гг-3)] или при очень малых $h_{к. вых}$ целесообразно наоборот уменьшить средний диаметр проточной части компрессора и перейти к меньшим значениям $d_{к. вых}$ для получения более высоких КПД ценой некоторого увеличения числа ступеней.

5) Применение в перспективе при высоких значениях $\pi_{к. гг}$ и малых размерах газогенератора осевых компрессоров с «замыкающей» центробежной ступенью.

18.6. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРА ТРДДФ

Общие принципы выбора конструктивно-геометрических параметров турбовентилятора и газогенератора близки, однако должны быть учтены специфические особенности работы вентилятора и его турбины и соответствующие ограничения.

Определения (средних диаметров, коэффициентов напора $\bar{H}_{ср}$, параметров нагруженности $y_{ср}^*$ и напряжения ϵ и др.) остаются прежними. Обозначения соответствуют рис. 18.2.

Связь конструктивно-геометрических параметров вентилятора и турбины вентилятора

Рассмотрим общий случай турбовентилятора с подпорными ступенями во внутреннем контуре, в которых реализуется степень повышения давления π_n^* , а во всем компрессоре низкого давления (вентилятор + подпорные ступени) — $\pi_{кнд}^* = \pi_n^* \pi_n^*$.

Так же, как и в газогенераторе, согласование компрессоров и турбин турбовентилятора определяется тремя условиями:

- 1) равенством частот вращения $n_b = n_{тв}$;
- 2) соотношением средних окружных скоростей

$$\begin{aligned} u_{тв. ср} / u_{в. ср} &= D_{тв. ср} / D_{в. ср}, \\ u_{тв. ср} / u_{п. ср} &= D_{тв. ср} / D_{п. ср}, \end{aligned} \quad (18.32)$$

где $D_{тв. ср}$, $D_{в. ср}$, $D_{п. ср}$ — средние диаметры турбины вентилятора, вентилятора и подпорных ступеней по определению, данному в разд. 18.2;

- 3) равенством работ компрессоров и турбины

$$(m+1)L_b + L_{п} = (1+q_t)(1-\bar{G}_{охл. тв})\eta_m\eta_{тв}^*L_{тв. с} \quad (18.33)$$

или $(m+1)L_b + L_{п} = L_{тв. с}/a^2$, где $1/a^2 = (1+q_t)(1-\bar{G}_{охл. тв})\eta_m\eta_{тв}^*$; $\bar{G}_{охл. тв}$ — расход воздуха на охлаждение турбины вентилятора.

Выражая по аналогии с (18.3) и (18.4) работы через окружные скорости:

$$L_b = \bar{H}_{в. ср} z_b u_{в. ср}^2,$$

$$L_{п} = \bar{H}_{п. ср} z_{п} u_{п. ср}^2,$$

$$L_{тв. с}^* = \frac{u_{тв. ср}^2 z_{тв}}{2(y_{тв. ср}^*)^2}$$

и полагая приближенно $\bar{H}_{в. ср} \approx \bar{H}_{п. ср} = \bar{H}_{ср}$, получим уравнение согласования компрессоров и турбины турбовентилятора с подпорными ступенями:

$$\frac{D_{тв. ср}}{D_{в. ср}} \sqrt{\frac{z_{тв}}{z_b(m+1) + z_{п}(D_{п. ср}/D_{в. ср})^2}} = ay_{тв. ср}^* \sqrt{2\bar{H}_{ср}} = K_{тв} \quad (18.34)$$

и без подпорных ступеней:

$$\frac{D_{тв. ср}}{D_{в. ср}} \sqrt{\frac{z_{тв}}{z_b(m+1)}} = ay_{тв. ср}^* \sqrt{2\bar{H}_{ср}} = K_{тв} \quad (18.34a)$$

(сравните с выражением 18.5).

Показатель $K_{тв}$, как и ранее, назовем *параметром согласования*¹. Поскольку входящие в этот показатель величины изменяются в относительно узких пределах: $a = 1,03 \dots 1,06$ (для неохлаждаемых или слабо охлаждаемых турбин вентиляторов), $y_{тв. ср}^* = 0,55 \dots 0,6$, $\bar{H}_{ср} = 0,35 \dots 0,55$, параметр согласования имеет стабильные значения в пределах $K_{тв} = 0,48 \dots 0,58$, что подтверждается статистическими данными турбовентиляторов двигателей различного назначения со степенью двухконтурности, изменяющейся в широких пределах, как с подпорными ступенями, так и без них (рис. 18.15).

Вентилятор. При формировании проточной части турбовентилятора определяющим узлом оказывается не турбина, а вентилятор, поскольку он при заданном общем расходе воздуха определяет лобовой габаритный размер двигателя. Выбранные размеры и параметры вентилятора в дальнейшем могут корректироваться, если не обеспечивается прочность турбины.

Наружный диаметр вентилятора определяется из уравнения расхода воздуха через ометаемую лопатками первой ступени кольцевую площадь $F_{в. вх}$:

$$D_{в. вх} = 2 \sqrt{\frac{F_{в. вх}}{\pi(1-d_{в. вх}^2)}} = 2 \sqrt{\frac{G_{в. ср} \sqrt{T_{H_0}}}{\pi m_{кр. в} \rho_{H_0} (1-d_{в. вх}^2) q(\lambda_{в. вх})}} \quad (18.35)$$

Желательно в целях сокращения габаритного размера иметь наименьший диаметр втулки $d_{в. вх}$ и наибольшую осевую скорость на входе $\lambda_{в. вх}$, однако эти параметры ограничиваются по конструктивным и газодинамическим соображениям и изменяются в относительно узких пределах. Обычно $d_{в. вх} = 0,3 \dots 0,4$, а $\lambda_{в. вх} = 0,6 \dots 0,7$. При этом лобовая производительность вентилятора $G_b/F_{вх} = 170 \dots 195 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$, где $F_{вх} = \pi D_{в. вх}^2/4$ — полная лобовая площадь вентилятора.

Окружная скорость на периферии рабочего колеса первой ступени вентиляторов современных ТРДД находится в пределах $u_{в. вх} = 400 \dots 500 \text{ м/с}$ и имеет тенденцию к возрастанию. У ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m \geq 4 \dots 5$) для дозвуковых самолетов, имеющих одноступенчатые вентиляторы, $u_{в. вх}$ по условию минимального шума, очевидно, не будет

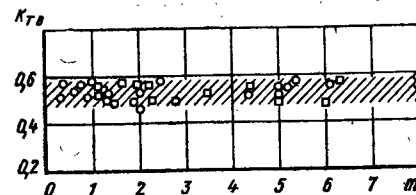


Рис. 18.15. Параметр согласования турбовентиляторов зарубежных ТРДД и ТРДДФ:

○ — турбовентиляторы без подпорных ступеней; □ — турбовентиляторы с подпорными ступенями

¹ Выражение (18.34) получено В. Д. Коровкиным.

возрастать сверх указанных пределов. Такие значения $u_{в. вх}$ предполагают использование транс- и сверхзвуковых ступеней вентилятора.

Обычно вентиляторы ТРДДФ имеют форму проточной части, близкую к $D_{в. ср} = \text{const}$, проточные части с $D_{в} = \text{const}$ встречаются реже, а с $D_{в. вт} = \text{const}$ практически не используются. Возможны комбинации форм проточной части, например, $(D_{в} = \text{const}) + (D_{в. ср} = \text{const})$. Следует иметь в виду, что из-за относительно низких значений $\pi_{в}^*$ (по сравнению с $\pi_{к}^*$ газогенераторов) форма проточной части практически не влияет на величину среднего диаметра и число ступеней вентилятора. Поэтому в дальнейшем будем рассматривать проточную часть с $D_{в. ср} = \text{const}$.

Приведем некоторые геометрические соотношения для проточной части такой формы, имея в виду, что для входного сечения определены и выбраны величины $d_{в. вх}$, $F_{в. вх}$, $D_{в. вх}$ (18.35):

1) Средний диаметр вентилятора

$$D_{в. ср} = D_{в. вх} \frac{1 + d_{в. вх}}{2}. \quad (18.36)$$

2) Отношение площадей входа и выхода вентилятора $\bar{F} = F_{в. вх}/F_{в. вых}$ определяется по выражениям (18.18) или (18.18а), в которых вместо $\pi_{к. г}^*$ используется $\pi_{в}^*$ вентилятора.

3) Относительный диаметр втулки на выходе

$$d_{в. вых} = \sqrt{(\pi D_{в. ср}^2 - F_{в. вых})/(\pi D_{в. ср}^2 + F_{в. вых})}, \quad (18.37)$$

где $F_{в. вых} = F_{в. вх}/\bar{F}$.

Окружная скорость на среднем диаметре вентилятора определяется выражением

$$u_{в. ср} = u_{в. вх} \frac{D_{в. ср}}{D_{в. вх}} = u_{в. вх} \frac{1 + d_{в. вх}}{2}. \quad (18.38)$$

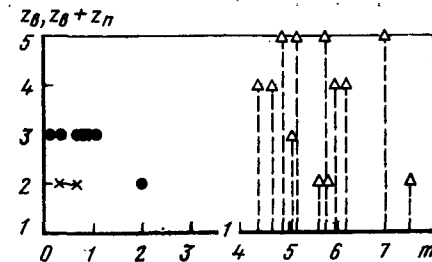
Теперь по известным значениям $\pi_{в}^*$ и $L_{в}$ вентилятора, выбирая средний коэффициент напора $\bar{H}_{ср}$ в указанных выше пределах ($\approx 0,35 \dots 0,55$), мы можем оценить потребное число ступеней вентилятора:

$$z_{в} = L_{в}/(\bar{H}_{ср} u_{в. ср}^2). \quad (18.39)$$

Определение числа ступеней вентилятора по приведенным зависимостям производится для ТРДДФ с пониженными степенями двухконтурности $m \leq 2 \dots 3$, имеющих двух- и многоступенчатые вентиляторы. ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m \geq 4 \dots 5$), предназначенные для дозвуковых самолетов с $M_{п} \approx 0,8$, имеют примерно одинаковые значения $\pi_{в}^* = 1,6 \dots 1,75$ и на них установлены одноступенчатые вентиляторы, т. е. $z_{в} = 1$ в зависимости (18.39). Для ориентировки при выборе числа ступеней вентилятора на рис. 18.16 показаны данные ТРДДФ четвертого поколения. При $m = 0,15 \dots 1$ исполь-

Рис. 18.16. Число ступеней вентилятора и подпорных ступеней у ТРДД Ф четвертого поколения:

● — число ступеней вентиляторов без подпорных ступеней $z_{в}$; Δ — общее число ступеней вентиляторов с подпорными ступенями ($z_{в} + z_{п}$); \times — перспективные разработки по программе ЕФА (ХГ-40); 1 — одноступенчатые вентиляторы ТРДД



зуются трехступенчатые вентиляторы, при $m \approx 2$ — двухступенчатые. Одноступенчатые вентиляторы ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m > 4$) часто имеют подпорные ступени в тракте внутреннего контура ($z_{п} = 1 \dots 4$).

Отмеченная выше тенденция роста окружной скорости $u_{в}$ у двигателей с небольшой степенью двухконтурности должна приводить к сокращению числа ступеней вентилятора, в частности, к применению двухступенчатых вентиляторов при $m < 1$, о чем свидетельствуют разработки некоторых европейских и американских фирм (см. рис. 18.16).

Турбина вентилятора. Частота вращения ротора турбовентилятора $n_{тв}$ в отличие от газогенератора определяется не турбиной, а вентилятором, диаметр которого определяется зависимостью (18.35), а окружная скорость выбирается в указанных выше пределах. Тогда

$$n_{тв} = u_{в. вх}/\pi D_{в. вх}. \quad (18.40)$$

Необходимо убедиться в том, что прочность турбины при этом обеспечивается. Поскольку турбина вентилятора ТРДДФ или имеет небольшое воздушное охлаждение, или не охлаждается, ее прочность ограничивается допустимыми напряжениями последней ступени. Для оценки уровня напряжений в рабочих лопатках последней ступени согласно (18.7) необходимо знать площадь выхода из турбины $F_{тв. вых}$. Из уравнений расхода на входе в вентилятор и на выходе из турбины имеем

$$\frac{F_{тв. вых}}{F_{в. вх}} = \frac{m_{кр. в} (1 + q_t)}{m_{кр. г} m + 1} \frac{\pi_{т}^*}{\sigma_{к. с} \pi_{к\pi}^*} \sqrt{\frac{T_{т}^*}{T_{H_0}}} \frac{q(\lambda_{тв. вх})}{q(\lambda_{тв. вых})}. \quad (18.41)$$

Здесь $F_{в. вх}$ по (18.35); $\pi_{т}^*$ — общая степень понижения в турбине ТРДД; $T_{т}^*$ — температура за ними — параметры, определяемые термогазодинамическим расчетом двигателя; $\lambda_{тв. вх}$ — выбирается в пределах $\sim 0,35 \dots 0,5$.

По выражению, аналогичному (18.7), найдем параметр напряжений:

$$\varepsilon = \pi F_{тв. вых} n_{тв}^2. \quad (18.42)$$

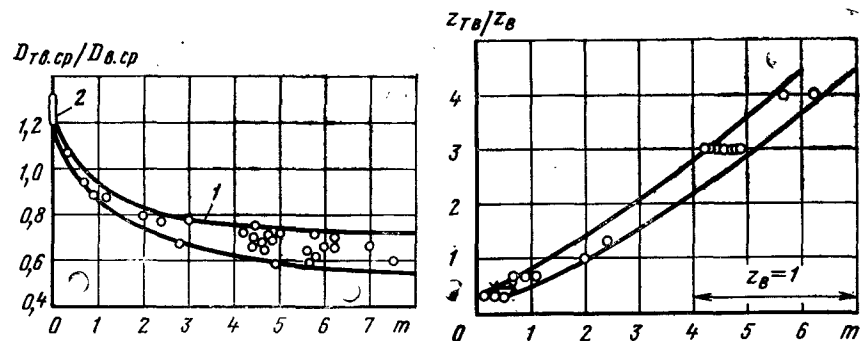


Рис. 18.17. Отношение средних диаметров турбины вентилятора и вентилятора в зависимости от степени двухконтурности:
1 — ТРДДФ; 2 — ТРДФ (одновальные двигатели или каскады низкого давления с одноступенчатыми турбинами)

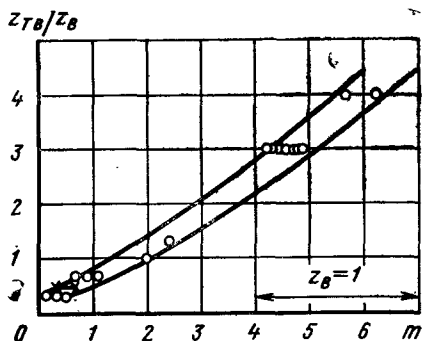


Рис. 18.18. Отношение чисел ступеней турбины вентилятора и вентилятора в зависимости от степени двухконтурности у ТРДДФ и ТРДД четвертого поколения без подпорных ступеней:
× — перспективные разработки по программе ЕФА (ХГ-40)

Параметр напряжения ε в рабочих лопатках последней ступени турбины вентилятора уменьшается по мере роста степени двухконтурности, что в основном связано с уменьшением частоты вращения (18.42). Систематические расчетные оценки рациональных компоновок турбовентиляторов и статистические данные дают некоторые характерные уровни параметра напряжения ε для ТРДД (Ф) четвертого поколения с различной степенью двухконтурности:

$m = 1 \dots 2$ (двухступенчатая турбина вентилятора с неохлаждаемой второй ступенью) — $\varepsilon \approx (2 \dots 1,5) \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2$;

$m = 0,25 \dots 0,5$ (одноступенчатые охлаждаемые турбины) — ε на 30 ... 20 % выше;

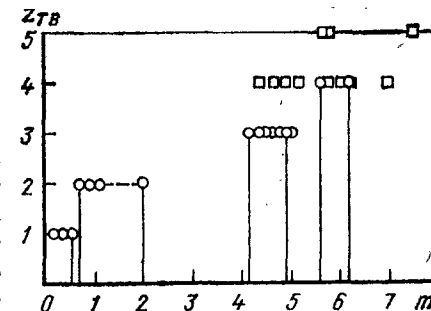
$m = 5 \dots 8$ (многоступенчатые турбины с неохлаждаемой последней ступенью) — ε в ~ 2 раза ниже, чем при $m = 1 \dots 2$. Здесь большие значения ε относятся к меньшим величинам m .

Следовательно, наиболее напряженными получаются турбины ТРДДФ с малыми степенями двухконтурности. Эти данные могут быть использованы для предварительной ориентировочной оценки прочностного состояния проектируемой турбины путем сопоставления с ними получаемой по (18.42) величины ε . Если полученная величина ε заметно выше приведенного уровня, нужно провести уточненную оценку прочности и в случае необходимости произвести корректировку проточной части. Уточненная оценка теплового состояния и прочности лопаток производится уже после формирования проточной части и выбора числа ступеней турбины (см. стр. 549).

Диаметр турбины вентилятора согласно (18.34) определяет число ее ступеней, причем разница в расходах воздуха и газа через вентилятор и его турбину приводит к воз-

Рис. 18.19. Числа ступеней турбин вентиляторов ТРДД:

○ — турбовентиляторы без подпорных ступеней; □ — турбовентиляторы с подпорными ступенями



растанию $z_{тв}$ по мере роста степени двухконтурности. Поэтому для сокращения числа ступеней турбины целесообразно максимально увеличить ее диаметр. Увеличение диаметра турбины вентилятора

ограничивается габаритными размерами обводов внутреннего контура, расположенных в канале наружного контура и влияющих тем самым на диаметральные габаритные размеры двигателя в целом. У ТРДД с малой степенью двухконтурности при относительно небольшом диаметре вентилятора эти ограничения особенно жестки, и здесь средний диаметр турбины вентилятора, как правило, не превышает среднего диаметра турбины газогенератора ($D_{тв.ср} \approx D_{тк.ср}$). В ТРДД с большой степенью двухконтурности канал наружного контура существенно выше, и диаметр турбины вентилятора может быть увеличен, что, однако, требует конкретной компоновочной проработки.

При начальном проектировании можно воспользоваться статистической зависимостью отношения средних диаметров турбины вентилятора и вентилятора в зависимости от степени двухконтурности (рис. 18.17). Отношение $D_{тв.ср}/D_{в.ср}$ уменьшается при увеличении m вследствие сильного увеличения диаметра вентилятора, несмотря на некоторое увеличение диаметра турбины. В области больших m это отношение изменяется слабо.

Отношение чисел ступеней турбины вентилятора и вентилятора $z_{тв}/z_{в}$ при известном отношении $D_{тв.ср}/D_{в.ср}$ определяется из (18.34). При отсутствии подпорных ступеней эта зависимость приобретает вид

$$\frac{z_{тв}}{z_{в}} = \frac{(m+1) K_{тв}^2}{(D_{тв.ср}/D_{в.ср})^2}, \quad (18.43)$$

причем отношение чисел ступеней $z_{тв}/z_{в}$ оказывается практически однозначной функцией степени двухконтурности (рис. 18.18).

Числа ступеней турбин вентилятора, используемых в двигателях с различной степенью двухконтурности, показаны на рис. 18.19. Турбины вентиляторов двигателей четвертого поколения без подпорных ступеней выполняются со следующими числами ступеней:

m	0,15 ... 0,5	0,7 ... 2	4 ... 5	5,5 ... 6
$z_{тв}$	1	2	3	4

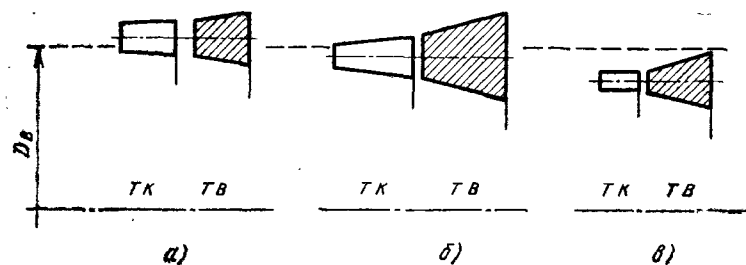


Рис. 18.20. Проточные части турбин некоторых зарубежных двухвальных ТРДД четвертого поколения с различной степенью двухконтурности (размеры приведены к одинаковому среднему диаметру вентилятора, $D_{в.ср} = idem$): а — ТРДД F 404, $m = 0,34$, $z_B = 3$, $z_{TK} = 1$, $z_{TB} = 1$, $D_{TB.ср}/D_{в.ср} = 1,07$; б — ТРДД F 100, $m = 0,7$, $z_B = 3$, $z_{TK} = 2$, $z_{TB} = 2$, $D_{TB.ср}/D_{в.ср} = 0,95$; в — ТРДД F 101, $m = 2$, $z_B = 2$, $z_{TK} = 1$, $z_{TB} = 2$, $D_{TB.ср}/D_{в.ср} = 0,8$

ТРДД большой степени двухконтурности с подпорными ступенями имеют обычно на одну ступень турбины вентилятора больше ($z_{TB} = 4 \dots 5$).

Форма проточной части турбины вентилятора у двигателей с низкой степенью двухконтурности ($m < 2$), как правило, выбирается из условия $D_{TB.ср} = const$, причем средние диаметры турбин компрессора и турбины практически равны, $D_{TB.ср} \approx D_{TK.ср}$ (рис. 18.20). Эти условия существенно облегчают формирование проточной части турбин.

У двигателей с большой степенью двухконтурности используются проточные части турбины вентилятора различной формы (рис. 18.21):

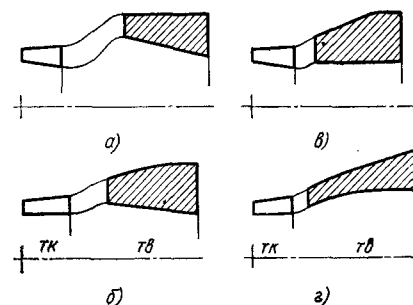
- с постоянным наружным диаметром $D_{TB} = const$;
- с постоянным средним диаметром $D_{TB.ср} = const$;
- с постоянным внутренним диаметром $D_{TB.вт} = const$;
- с повышающимся внутренним диаметром $D_{TB.вт} <$;
- различные комбинации этих форм (в том числе с криволинейным каналом).

Проточная часть $D_{TB} = const$ имеет уменьшающийся по ходу проточной части средний диаметр. Большой входной диаметр требует изогнутого переходника от турбины компрессора к турбине вентилятора значительной длины (см. рис. 18.21, а). В результате возрастает общая длина турбины и снижается ее КПД из-за потерь полного давления в переходнике. Такая проточная часть была реализована в нескольких зарубежных ТРДД, но в последних конструкциях двигателей не применяется.

Другие указанные выше формы проточной части турбины вентилятора имеют постоянный или повышающийся средний диаметр, что позволяет лучше согласовать проточные части турбин компрессора и вентилятора, сократить длины переходного канала и потери в нем, а также при одинаковом числе ступеней уменьшить общую длину турбины (см. рис. 18.21, б и в).

Рис. 18.21. Формы проточных частей турбин некоторых зарубежных двухвальных ТРДД с большой степенью двухконтурности (размеры приведены к одинаковому диаметру турбины компрессора, $z_{TK} = 2$):

а — $D_{TB} = const$ [ТРДД CF 6-50, $m = 4,4$, $z_{TB} = 4$, $(D_{TB.ср}/h)_{вых} = 4,25$]; б — $z_{TB} \approx const$ [ТРДД JT 10 D-2, $m = D_{TB.ср} \approx const$]; в — $D_{TB.вт} \approx const$ [ТРДД CF 6-80, $m = 4,66$, $z_{TB} = 4$, $(D_{TB.ср}/h)_{вых} = 3,6$]; г — $D_{TB.вт} <$ [ТРДД GE E*, $m = 7,5$, $z_{TB} = 5$, $(D_{TB.ср}/R)_{вых} = 5$]



Большинство турбин вентиляторов ТРДД имеют проточную часть $D_{TB.вт} = const$ или близкую к $D_{TB.ср} = const$. В конструкциях некоторых новых двигателей с повышенной степенью двухконтурности или с большим числом подпорных ступеней используются проточная часть турбины вентилятора с повышающимся внутренним диаметром, что позволяет при коротком переходнике увеличить выходной и средний диаметр турбины (т. е. среднюю окружную скорость и работу), а также уменьшить относительную высоту лопатки последней ступени, что благоприятно в отношении ее конструкции и КПД (см. рис. 18.21, г). Диаметр турбины при этом несколько возрастает.

При формировании проточной части турбины вентилятора необходимо контролировать максимальное значение относительной высоты лопатки последней ступени. В качестве минимально допустимой величины следует считать $(D_{TB.ср}/h)_{вых} = 3,5 \dots 4$, что соответствует относительному диаметру втулки

$$(\bar{d}_{TB.вых})_{min} = \frac{(D_{TB.ср}/h)_{вых} - 1}{(D_{TB.ср}/h)_{вых} + 1} = 0,55 \dots 0,6. \quad (18.44)$$

Оценка прочности рабочих лопаток

После выбора диаметра турбины $D_{TB.ср}$ и формирования проточной части турбины вентилятора необходимо уточнить запасы прочности рабочих лопаток последней ступени по растягивающим напряжениям. Эта оценка производится в следующем порядке (для простоты используем проточную часть $D_{TB.ср} = const$). Находят:

1) напряжения растяжения из (18.6)

$$\sigma_p = 2\rho K_{\Phi} \varepsilon, \quad (18.45)$$

где ε из (18.42), $K_{\Phi} = 0,5 \dots 0,6$;

2) окружную скорость на среднем диаметре

$$u_{TB.ср} = \pi D_{TB.ср} n_{TB}; \quad (18.46)$$

3) температуру торможения в относительном движении на выходе из турбины (в предположении осевого выхода потока)

$$T_w^* = T_v^* + u_{TB.ср}^2 \left/ \left(2 \frac{k_T}{k_T - 1} R_T \right) \right., \quad (18.47)$$

где T_v^* — температура в сечении за турбиной, известная из термогазодинамического расчета двигателя;

4) температуру тела лопатки, задаваясь безразмерной глубиной охлаждения θ (у двигателей с малыми m):

$$T_{\text{л}} = T_{\text{в}}^* - \theta (T_{\text{в}}^* - T_{\text{охл}}), \quad (18.48)$$

$T_{\text{охл}}$ — температура охлаждающего воздуха, зависящая от места его отбора в компрессоре, промежуточного охлаждения или нагрева и других факторов.

Если лопатки не охлаждаются (при больших m), $T_{\text{л}} = T_{\text{в}}^*$;

5) величину разрушающего напряжения $\sigma_{\text{в}}$ (для выбранного материала лопатки, найденной величины $T_{\text{л}}$ и необходимой длительности работы на режимах, эквивалентных максимальному) и запас прочности по растягивающим напряжениям

$$K_{\sigma} = \sigma_{\text{в}} / \sigma_{\text{р}}, \quad (18.49)$$

который не должен быть ниже нормируемого запаса прочности. В первом приближении можно принять $K_{\sigma \text{ норм}} \approx 2$.

Если напряжение в лопатках превышает допустимый уровень, т. е. $K_{\sigma} < K_{\sigma \text{ норм}}$, то необходимое увеличение K_{σ} может быть достигнуто двумя путями (18.49):

а) уменьшением температуры лопатки $T_{\text{л}}$, т. е. повышением величины разрушающего напряжения $\sigma_{\text{в}}$ (в охлаждаемой турбине);

б) уменьшением действующего напряжения растяжения $\sigma_{\text{р}}$.

Снижение $T_{\text{л}}$, согласно (18.48), может быть достигнуто применением конструкции рабочей лопатки с большей глубиной охлаждения θ или снижением температуры охлаждающего воздуха $T_{\text{охл}}$.

Уменьшение напряжения растяжения $\sigma_{\text{р}}$, согласно (18.45) и (18.42), может быть достигнуто уменьшением выходной площади турбины $F_{\text{тв. вых}}$ или снижением частоты вращения ротора $n_{\text{тв}}$.

Площадь выхода из турбины $F_{\text{тв. вых}}$ (18.41) можно несколько уменьшить, увеличивая скорость выхода газа из нее. Однако выходить за указанный в зависимости (18.41) предел $(\lambda_{\text{тв. вых}})_{\text{мах}} \approx 0,5$ не рекомендуется, так как при этом увеличиваются потери в за турбинной части и суживается диапазон характеристик турбины.

Уменьшение частоты вращения ротора турбовентилятора $n_{\text{тв}}$ при выбранных диаметрах вентилятора и его турбины связано с уменьшением окружных скоростей вентилятора и турбины $u_{\text{в. ср}}$ и $u_{\text{тв. ср}}$ и может быть реализовано, если имеются запасы по нагруженности ступеней вентилятора и турбины, т. е. возможность увеличения $\bar{H}_{\text{ср}}$ и уменьшения $y_{\text{тв. ср}}^*$ при $K_{\text{тв}} \approx \text{const}$ в выражении (18.34 и 18.34а). Если имеются возможности увеличения только $\bar{H}_{\text{ср}}$, то согласно (18.34) при $D_{\text{в}} = \text{const}$ потребуется увеличение диаметра турбины $D_{\text{тв. ср}}$. Если величины $\bar{H}_{\text{ср}}$ и $y_{\text{тв. ср}}^*$ (т. е. $K_{\text{тв}}$) изменить нельзя, то для уменьшения $n_{\text{тв}}$ необходимо увеличить диаметры и вентилятора, и турбины, что нежелательно, так как при этом возрастут диаметральный габаритные размеры двигателя в целом.

Приведенный метод приближенной оценки теплового состояния и прочности по растягивающим напряжениям может быть использован также и для рабочей лопатки последней ступени турбины газогенератора; при этом в выражениях (18.45) ... (18.49) используются параметры, характерные для этой турбины (см. разд. 18.3 и 18.5).

Построение проточной части турбовентилятора.

В предшествующих разделах рассмотрены особенности выбора диаметральных размеров, формы проточной части, чисел ступеней и согласования вентилятора и его турбины. В курсе лопаточных машин приводятся данные, позволяющие выбрать относительные продольные размеры ступеней. С использованием этих данных

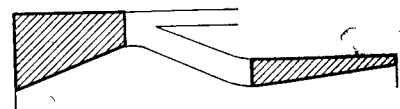
могут быть определены не только диаметральные, но и продольные габаритные размеры вентилятора и турбины, т. е. определен их геометрический облик.

Согласование проточных частей турбовентилятора и газогенератора

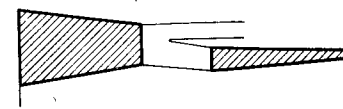
Выше уже были рассмотрены основные особенности согласования проточных частей турбин вентилятора и компрессора. Они коротко сводятся к следующим положениям. У двигателей с небольшой степенью двухконтурности ($m < 2$) средние диаметры обеих турбин примерно равны ($D_{\text{тв. ср}} \approx D_{\text{тв. ср}}$), а форма их проточных частей близка к $D_{\text{т. ср}} = \text{const}$. У двигателей с большой степенью двухконтурности ($m > 4$) средний диаметр турбины вентилятора выбирается по компоновочным (габаритным) соображениям и может быть приближенно оценен по статистической зависимости (см. рис. 18.17). Форма проточной части турбины вентилятора должна соответствовать условию $D_{\text{тв. ср}} \approx \text{const}$ или, что лучше, обеспечивать увеличение среднего диаметра по потоку ($D_{\text{тв. вт}} = \text{const}$, $D_{\text{тв. вт}}^<$). Это позволяет сблизить диаметры выхода из турбины компрессора и входа в турбину вентилятора, сократить длину переходного канала и потери в нем (см. рис. 18.21). Применение одноступенчатой турбины газогенератора с увеличенным относительным диаметром $D_{\text{тв. ср}}/h$ облегчает проблему согласования ее проточной части с проточной частью турбины вентилятора.

Рассмотрим условия наилучшего согласования проточных частей вентилятора и компрессора газогенератора.

На рис. 18.22 показано два варианта проточных частей вентилятора и компрессора ТРДДФ с низкой степенью двухконтурности ($m = 1$). В первом варианте и вентилятор, и компрессор имеют проточную часть с постоянным наружным диаметром. Увеличенная втулка на выходе из вентилятора ($\bar{d}_{\text{в. вых}} = 0,75$) и уменьшенная втулка на входе в компрессор ($\bar{d}_{\text{к. вх}} = 0,65$ при $\bar{d}_{\text{к. вых}} = 0,9$) приводят в этом случае к необходимости устройства длинного переходного канала и заметным потерям полного давления в нем. Во втором случае вентилятор и компрессор имеют проточные части с $D_{\text{ср}} = \text{const}$. Это уменьшает втулку



а)



б)

Рис. 18.22. Варианты проточных частей вентиляторов и компрессоров ТРДДФ ($m = 1$, $T_{\text{г}}^* = 1800$ К, $\pi_{\text{к}\Sigma} = 25$):

а — вентилятор $D_{\text{в}} = \text{const}$, компрессор $D_{\text{к}} = \text{const}$; б — вентилятор $D_{\text{в. ср}} = \text{const}$, компрессор $D_{\text{к. ср}} = \text{const}$

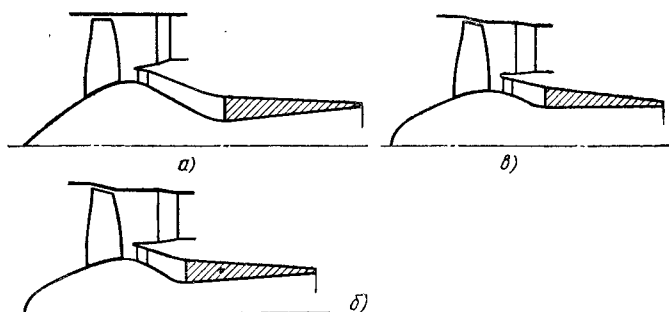


Рис. 18.23. Варианты проточных частей вентиляторов и компрессоров ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m = 6$, $T_{г\max}^* = 1600$ К, $\pi_{к\sum}^* = 26$, $\pi_{к.гг}^* = 15$):
 а — вентилятор $D_{в.ср} = \text{const}$, компрессор с предельно низкой втулкой на входе ($\bar{d}_{к.вх} = 0,5$, $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$); б — вентилятор $D_{в.ср} = \text{const}$, компрессор с $D_{к.ср} = \text{const}$ ($\bar{d}_{к.вх} = 0,615$, $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$); в — вентилятор $D_{в.ср} = \text{const}$, компрессор $D_{к.вт} = \text{const}$ ($\bar{d}_{к.вх} = 0,7$, $\bar{d}_{к.вых} = 0,92$)

вентилятора ($\bar{d}_{в.вых} = 0,64$) и увеличивает втулку на входе в компрессор ($\bar{d}_{к.вх} = 0,725$ при $\bar{d}_{к.вых} = 0,9$). В результате длина переходного канала уменьшается в 1,8 раза, и снижаются потери в нем. Кроме того, увеличенный средний диаметр компрессора приводит к сокращению его длины, так как число ступеней становится на одну меньше (см. разд. 18.4). Общая длина компрессорной группы двигателя сокращается на 15 %. Таким образом, выбор формы проточной части вентилятора с $D_{в.ср} = \text{const}$ и проточной части компрессора с $D_{к.ср} = \text{const}$ (или $D_{к.вт} = \text{const}$) оказывается наиболее благоприятным для их взаимного согласования. Как указывалось в разд. 18.4, при выборе проточных частей компрессора с $D_{к.ср} = \text{const}$ и $D_{к.вт} = \text{const}$ возможно сокращение числа его ступеней по сравнению с проточной частью $D_{к} = \text{const}$, что дает дополнительные преимущества. Вариации формы проточной части вентилятора, как указывалось, вследствие относительно низких значений $\pi_{в}^*$ практически не влияют на число его ступеней. Практика создания ТРДДФ четвертого поколения показывает, что формы проточных частей, близкие к второму варианту (рис. 18.22, б), находят преимущественное применение.

Отмеченные тенденции особенно ярко проявляются в двигателях с большой степенью двухконтурности без подпорных ступеней (рис. 18.23). Здесь понижение относительного диаметра втулки на выходе из вентилятора и его увеличение на входе в компрессор приводит к значительному уменьшению длины и степени изогнутости переходного канала, числа ступеней и длины компрессора. Так, на рис. 18.23 длина всей компрессорной группы (от входа в вентилятор до выхода из компрессора) у варианта в ($D_{в.ср} = \text{const}$, $D_{к.вт} = \text{const}$) по сравнению с вариантом а

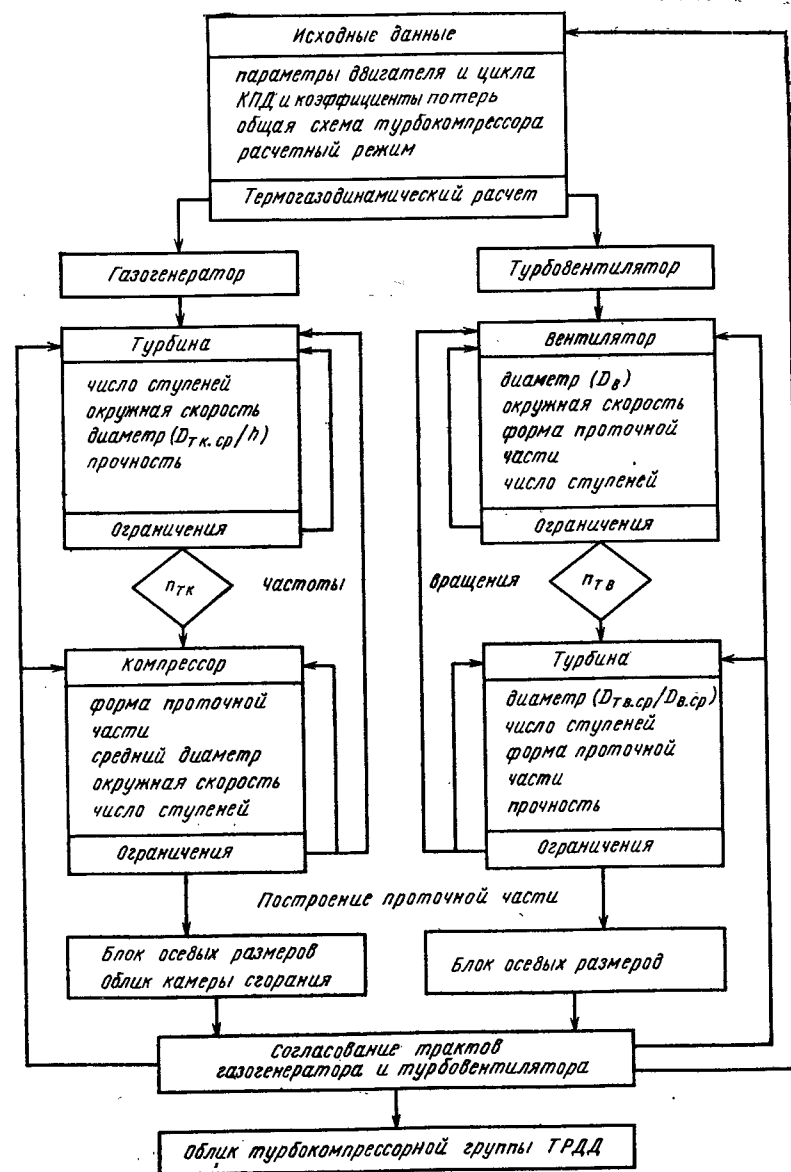


Рис. 18.24. Схема формирования облика турбокомпрессорной группы ТРДД (ТРДДФ)

($D_B = \text{const}$, $\bar{d}_{\text{к. вх min}} = 0,5$) получается на 25 % меньше при меньших потерях в переходном канале. Формы проточных частей, близкие к вариантам б и в на рис. 18.23, имеют наибольшее распространение.

18.7. ОБЩАЯ СХЕМА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ТРДДФ

На основе материалов, приведенных в разделах 18.2 ... 18.6, может быть построена общая схема формирования облика турбокомпрессорной группы ТРДД и ТРДДФ в процессе начального проектирования двигателей (рис. 18.24). Эта схема включает следующие основные блоки:

блок детального термогазодинамического расчета двигателя по всем узловым сечениям проточной части;

блоки формирования диаметральных размеров и числа ступеней:

турбины и компрессора газогенератора;
вентилятора и его турбины;

блоки построения проточной части газогенератора и турбовентилятора (блоки продольных размеров);

блок геометрического согласования проточных частей газогенератора и турбовентилятора;

блок облика турбокомпрессорной группы ТРДД в целом.

В процессе проектирования должны быть учтены указанные в предыдущих разделах ограничения, вследствие чего может потребоваться коррекция данных, принятых или полученных в верхних блоках, и даже коррекция некоторых задаваемых исходных данных.

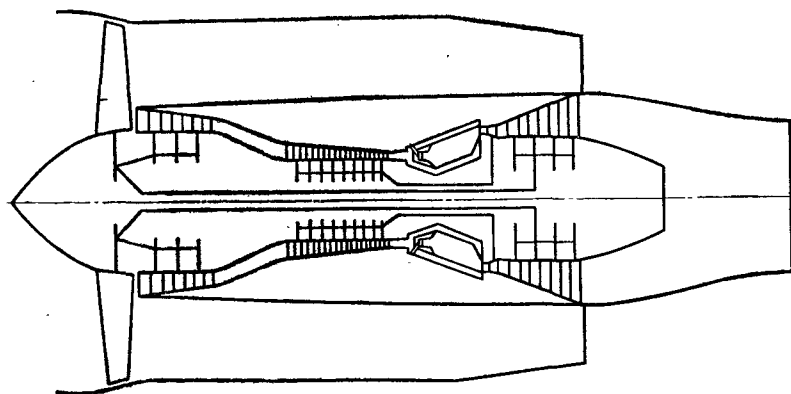


Рис. 18.25. Схема двухконтурного двигателя, полученная с помощью ЭВМ и графопостроителя на начальной стадии САПРД ($m = 6$, $T^* = 1520 \text{ К}$, $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 26$)

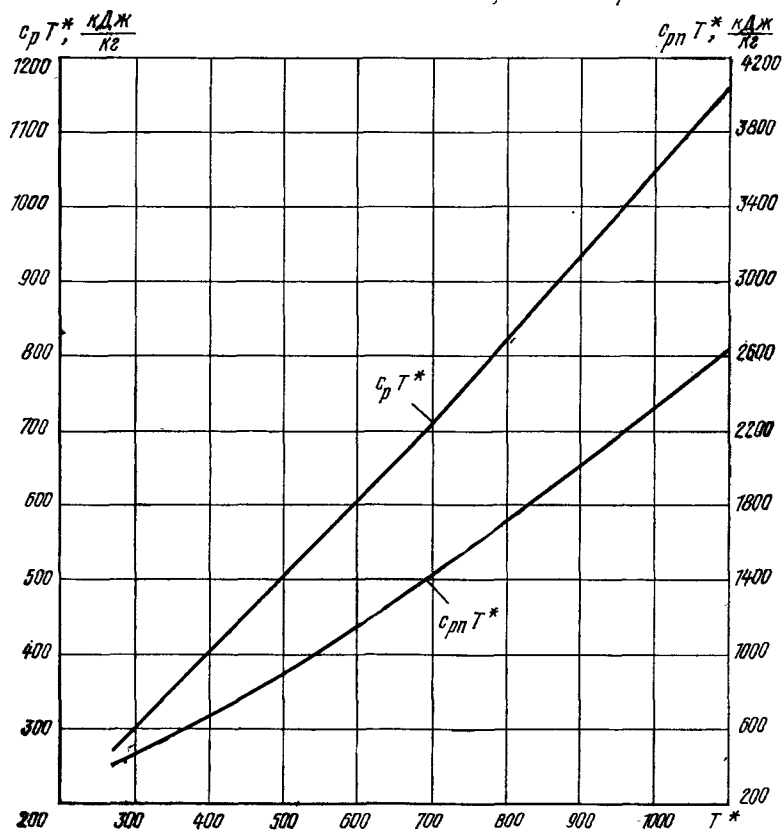
Следует обратить внимание на то, что формирование облика газогенератора начинается с турбины и заканчивается компрессором, а облик турбовентилятора формируют в обратном порядке, начиная с вентилятора и кончая его турбиной.

Отдельные блоки и схема в целом обычно программируются и используются для начального проектирования ТРДДФ в системе автоматизированного проектирования двигателя на ЭВМ (САПРД). При использовании САПРД возможно рассмотрение большого числа вариантов облика турбокомпрессорной части ТРДД (газогенераторов и турбовентиляторов), что особенно удобно, если программа допускает использование режима диалога и графопостроителей.

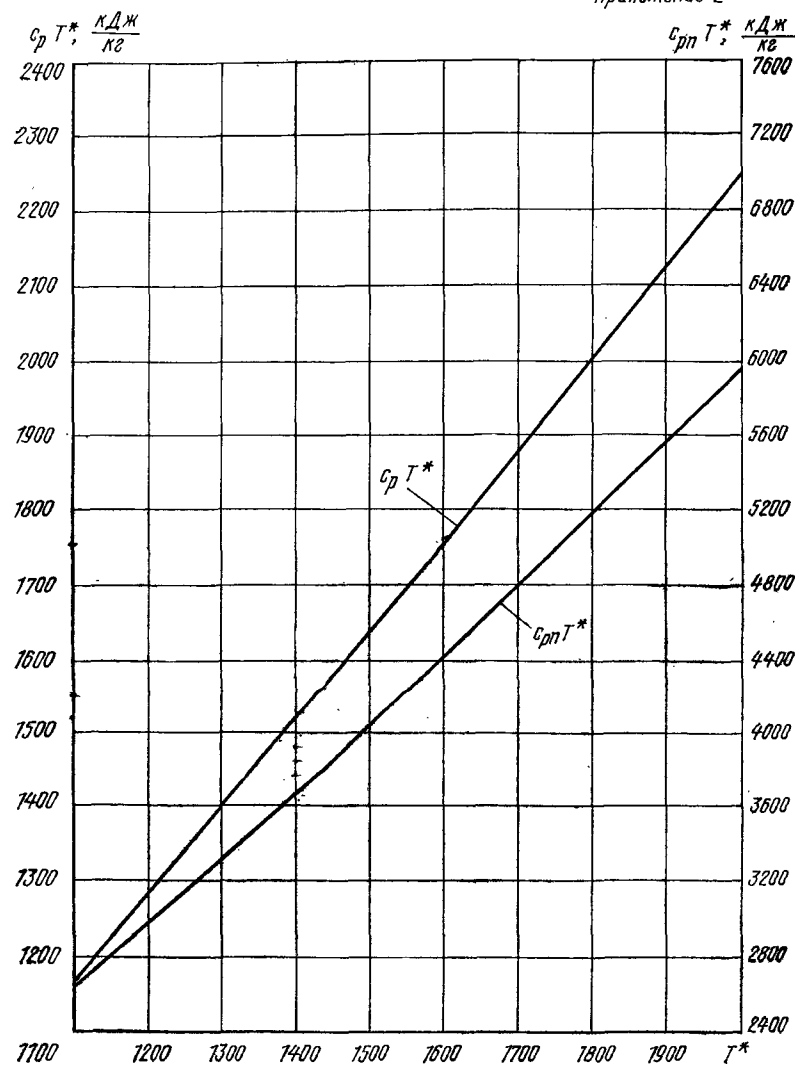
На рис. 18.25 показана схема двухконтурного двигателя, полученная на ЭВМ методами САПРД по схеме, приведенной на рис. 18.24.

Графики для определения q_r (5.6) и $q_{т.ф}$ (5.7)

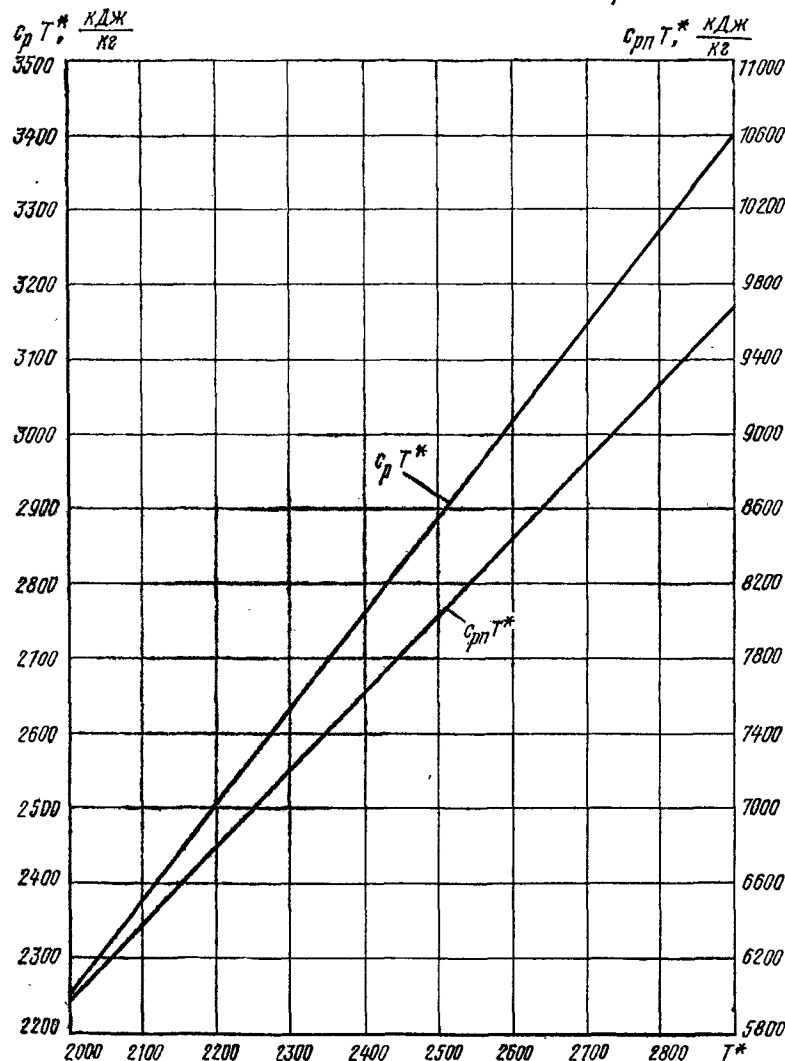
Приложение 1



Приложение 2



Приложение 3



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. 4-е изд. М.: Наука, 1976. 888 с.
2. Авиационная акустика/Под ред. А. Г. Муниа и В. Е. Квитки. М.: Машиностроение, 1973. 448 с.
3. Акимов В. М. Основы надежности газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 207 с.
4. Алемасов В. Е., Дрегалли В. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей/Под ред. акад. В. П. Глушко. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
5. Бакулев В. И., Худенко Б. Г. Расчет высотно-скоростных характеристик ТРДФ на ЭВМ. М.: МАИ, 1979. 64 с.
6. Бакулев В. И., Ковнер Д. С., Козленко Б. А. Расчет характеристик ТВД на ЭВМ. М.: МАИ, 1984. 41 с.
7. Бассард Р. В., Де-Лауэр Р. Д. Ядерные двигатели для самолетов и ракет. Пер. с англ. М.: Воениздат, 1967. 399 с.
8. Голубев В. А. Теории и расчет двухконтурных ТРД. М.: МАИ, 1983. 83 с.
9. Ильичев Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. Труды ЦИАМ № 677, 1975. 126 с.
10. Курзинер Р. И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 212 с.
11. Маслеников М. М., Шальман Ю. Н. Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 576 с.
12. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Часть I. М.: Машиностроение, 1977. 312 с.
13. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Часть II. М.: Машиностроение, 1978. 336 с.
14. Онищик И. И., Христофоров И. Л. Организация рабочего процесса и выбор параметров камер сгорания турбореактивных двигателей. М.: МАИ, 1982. 81 с.
15. Павленко В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1972. 284 с.
16. Расчет характеристик ТРДД и ТРДДФ на ЭВМ/В. И. Бакулев, В. А. Голубев, Д. С. Ковнер, Б. А. Козленко. М.: МАИ, 1981. 83 с.
17. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
18. Талаитов А. В. Горение в потоках. М.: Машиностроение, 1978. 160 с.
19. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей/В. П. Деменченко, Л. Н. Дружинин, А. Л. Пархомов и др. Под ред. С. М. Шляхтенко и В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
20. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД/А. М. Ахмедзянов, В. П. Алаторцев, С. Е. Аксельрод и др. Уфа: УАИ, 1982. 256 с.
21. Товарные нефтепродукты, свойства и применение/Под ред. В. М. Школьников. М.: Химия, 1978. 472 с.
22. Флоров И. Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. Труды ЦИАМ № 1099, 1985. 260 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.
25. Югов О. К., Селиванов О. Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
26. Янкин В. И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭВМ. М.: Машиностроение, 1976. 168 с.
27. Muchlbauer J. C., Thompson R. E. Nuclear aircraft innovation and applications. In AJAA very large vehicle conference proc. Arlington, Virginia, April 26-27, 1979, p. 30 ... 44.
28. Fuel Research Spurred by Cruise Missile. Aviation Week and Space Technology, Jan. 26, 1976, Vol. 104, p. 111 ... 113.

А

Авиационная ядерная силовая установка 77
Авиационный ядерный реактор 75
Автономная пусковая система 415
Антивибрационный экран 125, 149
Авторотация 417
Акустическая мощность 420

Б

Бороводородное топливо 61

В

Вентилятор 17, 112, 291, 541
Вибрационное горение 152
Винт 351, 366
Винтовентиляторный двигатель (ТВВД) 351
Внешнее сопротивление входного устройства 47, 81
Внутренний контур ТРДД, 18, 293
Водород 70, 480, 491
Воздушно-реактивный двигатель (ВРД) 8
Вредные выделения камер сгорания 153
Вспомогательные авиационные ГТД 370
Вторичный воздух 138
Входное устройство (воздухозаборник) 79
— внешнего сжатия 90
— внутреннего сжатия 98
— смешанного сжатия 98
Вырождение ТРД 205
Высотно-скоростные характеристики
— ГПВРД 478
— ПВРД 456
— ТВД 366
— ТРД 217, 261, 266
— ТРДД 323
— ТРДДФ 344
— ТРДФ 268
Выходное устройство ВРД 157

Г

Газовая постоянная 29
Газогенератор 9, 186, 201, 516, 535
Газотурбинный двигатель (ГТД) 9, 354, 357
Гиперзвуковое входное устройство (воздухозаборник) 472
Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) 19, 436, 464
Граница газодинамической устойчивости компрессора (граница помпажа) 111, 113, 117, 119

Д

Двигатель
— изменяемого рабочего процесса (ТРДИ) 348
— непрямой реакции 7
— прямой реакции 7
— самолета с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП) 376
Движитель 43, 50
Двухвальный ТРД 185, 242
Двухкаскадный компрессор 116
Двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) 17, 291
— с форсажной камерой (ТРДДФ) 18, 330
Действительный цикл 27
Дозвуковое входное устройство (воздухозаборник) 82
Дозвуковое (сужающееся) выходное устройство 164
Донное сопротивление кормовой части 164
Дополнительное сопротивление входного устройства 47, 81, 95
Допустимый уровень шума 420
Дросселирование двигателя 270
Дроссельная характеристика входного устройства 103
Дроссельные характеристики
— ГПВРД 480

— ПВРД 463
— ТРД 270
— ТРДД 328
— ТРДДФ 344
— ТРДФ 270, 276
Дымление камеры сгорания 154

Ж

Жаровая труба 123, 146

З

Завихритель 138
Закон регулирования 218, 219, 242, 320, 343, 456
Запас устойчивости компрессора 113, 229, 235
Запуск входного устройства 98
— двигателя 413, 417
Звуковое давление 420
Звукопоглощающая облицовка 433
Зона горения 129, 138

И

Идеальный цикл 22, 37
Интенсивность (сила) звука 420
Источники шума в ВРД 425

К

Камера сгорания
— основная 123, 137
— форсажная 124, 148
Качество (аэродинамическое) 53, 500, 508
Классификация двигателей 9
Комбинированный реактивный двигатель 14, 481
Компрессор 110, 116, 119
— высокого давления 243
— низкого давления 246
Коэффициент аэродинамического (внешнего) сопротивления 47, 81, 161
Коэффициент восстановления полного давления
— в камере сгорания 140
— во входном устройстве 81
— в форсажной камере 150
Коэффициент устойчивости компрессора 113
Коэффициент избытка воздуха 125
Коэффициент интенсивности охлаждения турбины 109
Коэффициент полезного действия (КПД)
— вентилятора 112, 307
— винта 355, 366
— компрессора 107
— механический 189, 297
— общий (полный) 52, 206, 300
— полетный (тяговый) 50, 206, 300
— процесса расширения 30

— процесса сжатия 30
— термический 26, 206
— турбины 108, 109, 297
— эффективный 34, 52, 205, 300
Коэффициент полноты сгорания 127, 143, 151
Коэффициент расхода 159
Коэффициент расхода входного устройства 81
Коэффициент скорости реактивного сопла (выходного устройства) 160
Коэффициент
— реверсирования 181
— тяги 20
— тяги выходного устройства 160
Крейсерский режим 270
Криогенное топливо 491
Критерии оценки эффективности применения двигателя на самолете 502
Критическое отношение (перепад) давлений 157
Критическое сечение реактивного сопла 219, 222
Крутящий момент 395

Л

Линия рабочих режимов на характеристике компрессора (вентилятора) 113, 225, 244, 248, 271, 275, 280, 317, 338, 364
Лобовая тяга 20

М

Максимальный продолжительный режим 270
Максимальный режим 270
Маршевый двигатель 378, 386
Математическая модель двигателя 186, 190, 198, 286, 288
Минимальный форсированный режим 277
Момент инерции ротора 395, 407
Мощность
— винта 355, 367
— двигателя 49, 51, 355
— компрессора 110
— турбины 110

Н

Напорность компрессора 112
Наружный (внешний) контур ТРДД 18, 293, 296
Неавтономные системы запуска 415
Неуставившиеся режимы работы авиационных ГТД 394
Неустойчивая работа входного устройства 101
Низшая удельная теплота сгорания топлива 29, 58

Номенклатура режимов работы двигателя 270, 276
Нормальная скорость горения 130

О

Общий (полиный) КПД двигателя 52, 206
Объемная тяга 376
Одновалный ТРД 185
Окна перепуска 119
Оптимальная
— скорость истечения из реактивных сопел ТРДД 298
— степень повышения давления вентилятора 298, 300, 306
— степень повышения давления компрессора 41, 208, 215, 310, 336
— степень повышения давления цикла 25, 32
Относительная тяга 271
Относительное количество охлаждающего воздуха 109, 192
Относительный расход топлива 127, 128
Отрицательная тяга 181
Охлаждаемая турбина 108, 192

П

Параметр размерности газогенератора 529
Параметр регулирования 219
Параметр форсирования камеры сгорания 143
Первичный воздух 138
Поворот вектора тяги 383
Поворотное реактивное сопло 383, 384
Подъемно-маршевый двигатель 383
Подъемный двигатель 379
Показатель адиабаты 23, 30
Поколения авиационных двигателей 11
Полетный КПД 50, 206
Полный форсированный режим 276
Помпаж
— входного устройства 101
— компрессора 113, 114
Приведенная
— работа цикла 26, 32
— тяга 290
— частота вращения (обороты) 111, 323
Приведенный
— расход воздуха 111
— расход топлива 290
— удельный расход топлива 291
Приемистость двигателя 394, 396, 403
Принцип квазистационарности 396
Программа регулирования 218, 270
Проточная часть двигателя 185, 515
Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) 19, 435

Р

Работа
— входного устройства на углах атаки 95
— выходного устройства в условиях полета (во внешнем потоке) 168, 176
— компрессора 107
— турбины 108
— расширения 24, 31
— сжатия 24, 31
— цикла 23, 31, 36
Ракетно-прямоточный двигатель (РПД) 483, 493
Ракетно-турбинный двигатель (РТД) 482, 487
Ракетный двигатель 7
Располагаемая работа 33, 52
Располагаемое отношение (перепад) давлений 158
Расчетное отношение (перепад) давлений 157
Расчетный режим двигателя 184, 510, 515
Реактивное сопло (выходное устройство) 157, 477
Реактивный двигатель 7
Реверс тяги 181
Реверсивное устройство 182, 183
Редуктор 353, 482
Режим малого газа (земной и полетный) 270
Регенерация тепла 360
Регулируемое
— входное устройство 96, 97
— выходное устройство 172, 179
Регулируемый сопловой аппарат турбины 122
Регулирующий фактор 219
Ротор
— высокого давления (РВД) 242
— двигателя 189, 395
— низкого давления (РНД) 242
Рычаг управления двигателем (РУД) 217, 394

С

Самолет с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП) 376
Сброс газа 396
Сверхзвуковое входное устройство (воздухозаборник) 87
Сверхзвуковое выходное устройство (реактивное сопло) 173
Сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС) 203
Свободная энергия 38, 292
Силовая установка 44
Система автоматизированного проектирования двигателей (САПРД) 332, 498

Система автоматического регулирования (САР) 219
Система «летательный аппарат — двигатель» 498
Скольжение роторов 251, 285, 325, 329
Скоростной напор набегающего потока 47, 266
Скоростные характеристики
— ГПВРД 478
— ПВРД 456
— ТВД 368
— ТРД 261, 264
— ТРДД 323
— ТРДДФ 344
— ТРДФ 268
Скоростная характеристика входного устройства 104
Скорость горения 130
Скорость истечения из реактивного сопла 193, 197, 201
Смесительное устройство 309
Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины 219, 242
Сопло
— Лаваля 173
— с центральным телом 178
— сужающееся 165, 171
— эжекторное 178
Сопловой аппарат турбины 122, 237
Соппротивление
— входного устройства 47
— кормовой части гондолы 47
— силовой установки 46
Спектр шума 421
Срывная характеристика камеры сгорания 143
Стабилизатор пламени 135
Стартер 413, 415
Степень
— двухконтурности 18, 291
— повышения давления вентилятора 291
— повышения давления компрессора 41, 107
— повышения давления во входном устройстве 79
— повышения давления в цикле (общая степень повышения давления) 24
— повышения температуры (подогрева) 24
— понижения давления в турбине 108
— форсирования двигателя 213
Стехиометрический коэффициент 58, 125
Суммарный
— коэффициент избытка воздуха 260
— относительный расход топлива 260

Т

Теоретическая дальность полета 53, 504
Теоретическая работа цикла 24
Тепловая машина 22
Теплоемкость 28, 30
Теплообменник 354, 360
Термический КПД 26
Термогазодинамический расчет 186, 307, 335, 446
Термодинамический цикл
— с подводом тепла при постоянном давлении
— идеальный 16, 17, 23, 25, 27, 465
— действительный 31, 439, 468
— с промежуточным подогревом 37, 40
— с регенерацией тепла 361
Топливо 54
Турбина 120
Турбоventильатор 386, 541
Турбовальный двигатель 363
Турбовинтовой двигатель (ТВД) 18, 351
— с бирототивной турбиной 353
— (турбовальный) со свободной турбиной 352
— с регенерацией тепла 353, 360
Турбокомпрессор 515, 554
Турбопрямоточный двигатель (ТРДП) 482, 485
Турбореактивный двигатель (ТРД) 15, 184, 217
— с форсажной камерой (ТРДФ) 16, 184, 217
Тяга двигателя 43
Тяга выходного устройства (реактивного сопла) 158
Тяга турбоventильатора 388
Тяговая мощность 49
Тяговооруженность самолета 376

У

Углеводородное топливо 62
Удельная
— весовая тяга 376
— лобовая тяга 20
— масса двигателя 22, 490
— масса двигателя по мощности 22
— мощность 20, 357
— объемная тяга 22, 382
— тяга 19, 48, 203, 212, 294
Удельный
— вес двигателя 22, 313, 357, 381
— импульс тяги 21, 448, 453, 471
— объем двигателя 381
— расход топлива 21, 203, 212, 295
— расход топлива по мощности 21, 357

Уровень
— воспринимаемого шума 422
— звукового давления 421

Ф

Форсажная камера 148
Формированный (форсажный) режим 256, 276, 337
Форсирование ГТД впрыскиванием жидкости 374
Форсунка 123, 128
Фроит пламени 130, 131
Фронтное устройство 123, 137, 138

Х

Характеристика
— вентилятора 114
— винта 366
— входного устройства 103
— выходного устройства 170, 175
— камеры сгорания 142
— компрессора 110, 117, 119
— турбины 120

Ц

Цикл двигателя (см. термодинамический цикл)

Ч

Частичный форсированный режим 277
Частота вращения (обороты) 110, 189, 219, 320, 329, 343

Ш

Шум
— вентилятора 425, 428
— двигателя 420
— компрессора 425, 428
— реактивной струи 425, 426
— турбины 425, 431
Шумоглушение 429, 431, 433

Э

Эжекторное реактивное сопло 178
Эквивалентная мощность 355
Экономическая степень повышения давления компрессора 209, 211, 214
Экран (антивибрационный, теплозащитный) 125, 148, 149
Эксплуатационные характеристики ГТД 394
Этапы запуска ГТД 414
Эффективная работа цикла 31, 205
Эффективная тяга двигателя 43, 44, 47
Эффективный КПД 34, 205

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Основные условные обозначения	4
Введение	7
Часть I. Термодинамические и энергетические основы ВРД	15
Глава 1. Общие вопросы теории ВРД	15
1.1. Основные типы и принцип действия ВРД	15
1.2. Удельные параметры ВРД	19
1.3. ВРД как тепловая машина	22
1.4. Работа воздушно-реактивного двигателя как движителя	43
1.5. Взаимосвязь коэффициентов полезного действия воздушно-реактивных двигателей	51
Глава 2. Источники энергии ВРД	54
2.1. Основные функции топлив и возможные источники энергии ВРД	54
2.2. Химические топлива и их энергетические характеристики	57
2.3. Углеводородные реактивные топлива	62
2.4. Водород как авиационное топливо	70
2.5. Особенности использования ядерной энергии в ВРД	74
Часть II. Характеристики основных узлов ВРД	79
Глава 3. Входные устройства ВРД	79
3.1. Требования, предъявляемые к входным устройствам	79
3.2. Входные устройства для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета	82
3.3. Входные устройства для сверхзвуковых скоростей полета ($M_{п} > 1,5$)	87
Глава 4. Характеристики компрессоров и турбин	107
4.1. Основные уравнения	107
4.2. Характеристики и регулирование компрессоров	110
4.3. Характеристики и регулирование турбин	120
Глава 5. Камеры сгорания воздушно-реактивных двигателей	123
5.1. Общие сведения о камерах сгорания	123
5.2. Характеристика процессов горения	125
5.3. Основные камеры сгорания ГРД	137
5.4. Форсажные камеры сгорания	148
5.5. Вредные выделения камер сгорания и пути их снижения	153

Глава 6. Выходные устройства ВРД	157
6.1. Общие вопросы	157
6.2. Выходные устройства для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета	164
6.3. Выходные устройства для сверхзвуковых скоростей полета	173
6.4. Использование реактивной струи для создания отрицательной тяги	181
Часть III. Удельные параметры и характеристики ГТД	184
Глава 7. Термогазодинамический расчет и зависимость удельных параметров ТРД, ТРДФ и газогенераторов ТРДД от параметров рабочего процесса	184
7.1. Термогазодинамический расчет ТРД, ТРДФ и газогенераторов ТРДД на расчетном режиме	186
7.2. Зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД от основных параметров рабочего процесса	203
7.3. Зависимости степеней повышения давления и подогрева в газогенераторе ТРДД от параметров рабочего процесса	211
7.4. Зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ от параметров рабочего процесса	212
Глава 8. Характеристики и методы регулирования ТРД и ТРДФ	217
8.1. Понятие о характеристиках авиационных двигателей и их связи с регулированием	217
8.2. Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины одновальных ТРД при различных законах регулирования	219
8.3. Совместная работа компрессоров, камеры сгорания и турбин двухвальных ТРД при различных законах регулирования	242
8.4. Регулирование ТРДФ на форсированных режимах	256
8.5. Высотно-скоростные характеристики ТРД и ТРДФ	261
8.6. Дроссельные характеристики ТРД и ТРДФ	270
8.7. Расчет характеристик ТРД и ТРДФ	286
8.8. Приведение основных параметров ТРД к стандартным атмосферным условиям	290
Глава 9. Двухконтурные двигатели для самолетов с дозвуковыми скоростями полета	291
9.1. Общие сведения	291
9.2. Некоторые вопросы теории ТРДД	292
9.3. Параметры, характеризующие эффективность ТРДД	294
9.4. Оптимальное распределение свободной энергии между потоками внутреннего и наружного контуров	296
9.5. Расчет параметров ТРДД	307
9.6. Влияние основных параметров рабочего процесса N и $M_{\text{п}}$ на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД	309
9.7. Влияние параметров рабочего процесса на удельный вес и диаметр миделевого сечения ТРДД	313
9.8. Методика расчета высотно-скоростных и дроссельных режимов ТРДД	316
9.9. Высотные и скоростные характеристики ТРДД	323
9.10. Дроссельные характеристики ТРДД	328
Глава 10. Двухконтурные двигатели с форсажной камерой (ТРДДФ)	330
10.1. Область применения, схема	330

10.2. Оптимальные параметры рабочего процесса ТРДДФ	331
10.3. Алгоритмы расчета удельных параметров и параметров рабочего процесса ТРДДФ	335
10.4. Влияние параметров рабочего процесса ТРДДФ на $R_{\text{уд}}$ и $c_{\text{уд}}$	335
10.5. Алгоритм расчета высотно-скоростных и дроссельных режимов работы ТРДДФ	337
10.6. Высотно-скоростные и дроссельные характеристики ТРДДФ	344
10.7. Двигатели изменяемого рабочего процесса (ТРДИ)	348
Глава 11. Турбовинтовые, винтовентиляторные, турбовальные двигатели и вспомогательные силовые установки	351
11.1. Турбовинтовые и турбовальные двигатели. Схемы. Области применения	351
11.2. Параметры, характеризующие эффективность работы ТВД. Некоторые особенности расчета параметров ТВД	355
11.3. Влияние параметров рабочего процесса на удельную мощность, удельный расход топлива и удельный вес ТВД и турбовальных ГТД	357
11.4. Некоторые особенности ТВД и турбовальных двигателей с регенерацией тепла	360
11.5. Дроссельные характеристики ТВД и турбовальных двигателей	363
11.6. Высотные и скоростные характеристики ТВД и турбовальных двигателей. Законы их регулирования	366
11.7. Вспомогательные авиационные ГТД и их основные особенности	370
11.8. Работа вспомогательной силовой установки в режиме отбора воздуха	372
11.9. Форсирование ТВД и других ГТД впрыскиванием жидкости	374
Глава 12. Двигатели самолетов с вертикальным взлетом и посадкой	376
12.1. Требования к силовым установкам СВВП и возможные типы двигателей	376
12.2. Подъемные турбореактивные двигатели	379
12.3. Подъемно-маршевые двигатели	383
12.4. Двигатели с подъемными турбовентиляторами	386
12.5. Сравнение различных силовых установок для вертикально взлетающих самолетов	389
Часть IV. Некоторые эксплуатационные характеристики ГТД	394
Глава 13. Неуставившиеся режимы работы авиационных ГТД	394
13.1. Расчет параметров одновального ТРД на неуставившихся режимах	395
13.2. Преимущество одновального ТРД и способы ее улучшения	403
13.3. Особенности переходных режимов двухвальных ТРД	410
13.4. Запуск газотурбинных двигателей в стартовых условиях	413
13.5. Запуск газотурбинных двигателей в полете	417
Глава 14. Шум воздушно-реактивных двигателей	420
14.1. Основные понятия и нормы на допустимый уровень шума	420
14.2. Источники шума в ВРД	425
14.3. Способы снижения шума ВРД	429

Часть V. Прямоточные и комбинированные двигатели для больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета	435
Глава 15. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели	435
15.1. Особенности основных типов ПВРД	436
15.2. Эффективность ПВРД	438
15.3. Методы расчета параметров рабочего процесса	446
15.4. Удельные параметры и основные данные ПВРД	448
15.5. Характеристики ПВРД	454
15.6. Гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели	464
Глава 16. Комбинированные реактивные двигатели	481
16.1. Основные схемы и принципы расчета параметров комбинированных реактивных двигателей	481
16.2. Турбопрямоточные двигатели	485
16.3. Ракетно-турбинные двигатели	487
16.4. ВРД с использованием хладоресурса и высокой работоспособности криогенных топлив	491
16.5. Ракетно-прямоточные двигатели (РПД)	493
Часть VI. Теоретические основы проектирования газотурбинных двигателей	498
Глава 17. Выбор размера, параметров и программ управления двигателем, оптимальных для летательного аппарата	499
17.1. Двигатель как элемент системы «летательный аппарат». Задачи согласования двигателя с самолетом	499
17.2. Критерии оценки эффективности применения двигателей на самолете	502
17.3. Выбор размера и параметров рабочего процесса двигателя	505
Глава 18. Проектирование проточной части турбокомпрессоров ГТД	515
18.1. Основные цели и исходные данные	515
18.2. Связь конструктивно-геометрических параметров компрессора и турбины газогенератора ТРДДФ	516
18.3. Особенности проектирования проточной части турбин газогенераторов ТРДДФ	518
18.4. Проектирование проточной части компрессора газогенератора ТРДДФ	523
18.5. Проектирование проточной части газогенераторов двухконтурных двигателей	535
18.6. Проектирование проточной части турбовентилятора ТРДДФ	541
18.7. Общая схема формирования облика турбокомпрессоров ТРДДФ	554
Приложение	556
Список литературы	559
Предметный указатель	560