

В. П. ЛУКАЧЕВ, В. В. КУЛАГИН

ТЕОРИЯ ВРД

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Допущено
Министерством высшего
и среднего специального образования СССР
в качестве учебного пособия
для студентов авиационных специальностей

Лукачев В. П., Кулагин В. В. ТЕОРИЯ ВРД. Основные закономерности рабочего процесса газотурбинных двигателей. — Куйбышев: КуАИ, 1987. — 228 с.

Излагаются основные закономерности рабочего процесса, методы термогазодинамического расчета и анализа, а также некоторые вопросы теории выбора параметров ГТД. Важная особенность книги заключается в том, что отдельные разделы курса обобщены в ней по двигателям различных типов, а за основу принят ТРДД. Книга ориентирована на глубокое освоение методов термогазодинамического анализа параметров ГТД, выработку умений применять знания для решения различных по объему и сложности задач, а также на повышение эффективности учебного процесса и развитие творческих способностей студентов.

Учебное пособие предназначено для студентов моторостроительных факультетов авиационных институтов, оно может быть полезно при изучении основ теории ГТД в других вузах, его целесообразно рекомендовать для самостоятельного изучения соответствующих разделов теории ГТД в рамках ЦИПС — целевой интенсифицированной подготовки специалистов.

Ил. 89, библиогр. — 42 назв.

Рецензенты: академик Н. Д. Кузнецов,
кафедра авиационных двигателей УАИ

От авторов

Теория авиационных двигателей изложена в учебниках [6, 8, 12, 18, 22, 29 и 30], которые играют важную роль в подготовке квалифицированных кадров, работающих в области проектирования, доводки и эксплуатации авиационных двигателей.

В указанных учебниках теория каждого типа двигателя излагается отдельно, а за основу принят простейший двигатель — ТРД. Такой принцип изложения сложился исторически и имеет, конечно, определенные преимущества. Однако он не свободен и от недостатков, таких, как неизбежные повторения, увеличение объема излагаемого материала, недостаточная полнота освещения теории двухконтурных турбореактивных двигателей, которые получили в настоящее время наиболее широкое распространение и определяют «качественно новый этап развития авиационных силовых установок» [31]. Поэтому на кафедрах теории двигателей авиационных вузов не прекращаются поиски новых методов изложения материала, а последние 10...15 лет они интенсифицировались в связи с новыми задачами, которые ставит НТР перед высшей школой.

За это время в КуАИ разработана и апробирована в учебном процессе методология, согласно которой основные разделы курса теории газотурбинных двигателей (рабочий процесс, термодинамический анализ, выбор параметров, совместная работа узлов и характеристики ГТД) обобщены для двигателей различных типов и схем, а за основу принят ТРДД как наиболее общий тип двигателя (другие двигатели рассматриваются как частные случаи). Такой подход позволяет провести четкий сравнительный анализ различных двигателей, увидеть общие для них закономерности, выделить присущие им особенности.

Разработанный курс планируется издать в двух книгах. В предлагаемой (первой) книге изложены основные закономерности рабочего процесса, методы термодинамического анализа и некоторые вопросы теории выбора параметров ГТД. Пять типов ГТД (ТРДД, ТРД, ТВД, ТРДДФ и ТРДФ) в соответствии с особенностями рабочего процесса разделены на две группы.

К первой группе отнесены три основных типа ГТД—ТРДД без смешения потоков, ТРД и ТВД (ТВаД), которые работают по циклу с подводом тепла при $p = \text{const}$, их рабочий процесс наиболее просто описывается «методом работы цикла». При изучении этих двигателей преобразование тепловой энергии в работу передвижения летательного аппарата рассматривается в два этапа. Вначале анализируется преобразование тепловой энергии в механическую, т. е. двигатель рассматривается как тепловая машина (гл. 5), а затем — преобразование механической энергии в полезную работу передвижения летательного аппарата, т. е. двигатель рассматривается как движитель (гл. 6). В гл. 7 введены общие критерии эффективности двигателя, анализируется зависимость удельной тяги и этих критериев от параметров рабочего процесса, от внешних условий и от других факторов.

Ко второй группе относятся в основном турбореактивные двигатели с форсажными камерами (ТРДДФ и ТРДФ), описание рабочего процесса которых «методом работы цикла» неприемлемо сложно. К этой же группе отнесен ТРДД со смешением потоков, поскольку он также является двигателем со сложным рабочим циклом. Рабочий процесс этих двигателей целесообразно описывать с помощью универсального «метода термодинамического анализа». Поэтому гл. 8 посвящена методам термодинамического расчета и анализа параметров ГТД, а в гл. 9 излагаются основные закономерности рабочего процесса турбореактивных двигателей с форсажными камерами и со смешением потоков.

В гл. 10 изложены некоторые вопросы теории выбора параметров газотурбинных двигателей, предназначенных для работы в качестве силовых установок дозвуковых самолетов.

Главы 5, 6 и 7 составляют вторую часть предлагаемого учебного пособия, которая называется «Основные закономерности рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей без форсажных камер». Главы 8, 9 и 10 — третья его часть «Особенности рабочего процесса двигателей с форсажными камерами и со смешением потоков. Термодинамический анализ и выбор параметров ГТД». Первая часть учебного пособия «Рабочий процесс воздухозаборника, выходного устройства и камеры сгорания. Их характеристики» содержит только контрольные вопросы и задачи (гл. 2, 3 и 4). Небольшой объем книги не позволил поместить основной материал по этой теме (к тому же методические разработки авторов ее не касаются), а сохранение этих глав в рубрикации позволяет избежать несовпадения нумерации глав в учебном пособии и в курсе лекций. Первая глава учебного пособия — вводная. Она посвящена рассмотрению принципа действия и классификации реактивных двигателей.

Такой подход к изложению материала — одна из особенностей данного учебного пособия. Важно также то, что книга на-

писана с учетом новых задач, которые поставлены научно-технической революцией перед высшей школой, — это проблемы развития творческих способностей студентов, повышения качества знаний, эффективности учебного процесса. Для решения этих задач необходимо радикально изменить организацию учебного процесса, формы и методы обучения. Учебный процесс должен быть организован в соответствии с принципом: сущность обучения в вузе — хорошо организованная самостоятельная работа студентов [35].

В соответствии с этим принципом построен учебный процесс по теории ВРД (приложение 1): предполагается самостоятельное изучение основных разделов курса под систематическим контролем и параллельное решение различных по объему и сложности задач (составлены 138 контрольных вопросов и 66 задач, которые вместе с выводами приводятся к каждой теме учебного пособия).

С целью научить студента применять полученные знания для решения более крупных задач разработана курсовая работа «Основные закономерности рабочего процесса и проектный термогазодинамический расчет ГТД» (приложение 2), главным содержанием которой (кроме собственно выполнения расчетов в диалоговом режиме на ЭВМ) является разработка методики проектного расчета двигателя и термогазодинамический анализ полученных результатов. Чтобы дать студенту возможность самостоятельно разработать методику расчета газотурбинного двигателя заданного типа и схемы (а в качестве прототипа задается один из 50 современных ГТД), эти методы специально адаптированы и допущено отступление от принятой формы изложения материала: методы расчета двигателей описываются в гл. 8 не обобщенно, а только для частного случая простейшего одновального ТРД. Принятая методология ориентирует студента на нешаблонное выполнение курсовой работы, способствует развитию его творческих способностей. Особое внимание в курсовой работе, как и в соответствующих разделах учебного пособия, уделяется методам термогазодинамического анализа параметров проектируемого ГТД, поскольку освоение этих методов — ключ к пониманию и усвоению теории ГТД.

В целом книга — обобщение разработок, которые являются результатом многолетних поисков, направленных на совершенствование методов изложения теории двигателей, повышение эффективности учебного процесса и качества знаний. Она написана на основе анализа и систематизации изданных по этому вопросу учебников и учебных пособий, на материалах прочитанных авторами лекций.

Авторы выражают признательность академику Н. Д. Кузнецову, профессору С. М. Шляхтенко и профессору Е. Д. Стенькину, которые взяли на себя труд прочитать работу

в рукописи и сделали полезные замечания, а также коллегам по научной и педагогической работе.

Авторы благодарят Н. Ф. Сидоренко, В. В. Мосоулина, А. А. Моссоулина и А. Я. Дмитриева за большую техническую помощь в создании книги.

В. В. Мосоулин
Кулабчи

Основные условные обозначения

- V_n — скорость полета, м/с
 H — высота полета, км
 M — число Маха (отношение скорости потока к скорости звука)
 λ — приведенная скорость (отношение скорости потока к критической скорости звука)
 a — скорость звука, м/с
 c — скорость потока, м/с
 p — давление, Па (кПа)
 T — температура, К
 P — тяга двигателя, Н (кН)
 $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, Н·с/кг (кН·с/кг):

$$P_{уд} = P/G_{\Sigma},$$

$$P_{удGI} = P/G_I,$$
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива, кг/Н·с (кг/кН·ч)
 N — мощность, Вт (кВт)
 C_e — удельный расход топлива ТВД, ТВаД, кг/Вт·с (кг/кВт·ч)
 M — масса, кг
 $\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя
 $\gamma_{дв, P}$ — удельная масса двигателя, кг/Н (кг/кН)
 γ_{Σ} — суммарная удельная масса топлива и двигателя, кг/Н (кг/кН)
 $\mu_{дв}$ — удельная масса конструкции двигателя, с
 π_V — степень повышения давления во входном устройстве при изэнтропическом торможении
 S — стоимость, руб
 $\pi_{к*}$ — степень повышения давления в компрессоре
 π_{Σ} — суммарная степень повышения давления
 $\pi_{к\Sigma}^*$ — суммарная степень повышения давления в компрессоре и вентиляторе внутреннего контура
 π_T^* — степень понижения давления в турбине
 π_c — располагаемая степень расширения газа в сопле
 $\pi_V = \frac{P_n^*}{P_n}; \pi_{к*} = \frac{P_{к*}^*}{P_{вх}^*}; \pi_{\Sigma} = \frac{P_{к*}^*}{P_n^*};$

$$\pi_T^* = \frac{P_T^*}{P_T^*}; \pi_c = \frac{P_T^*}{P_n^*}.$$
 L — удельная работа, Дж/кг (кДж/кг)
 Q_0 — располагаемая химическая энергия топлива, приходящаяся на 1 кг воздуха
 Q_1 — тепло, подведенное к 1 кг рабочего тела в камере сгорания, Дж/кг (кДж/кг)
 Q_2 — тепло, отданное в атмосферу одним кг выхлопных газов, Дж/кг (кДж/кг)
 i — энтальпия, Дж/кг (кДж/кг)
 η — коэффициент полезного действия
 m — степень двухконтурности
 x — коэффициент, характеризующий распределение энергии между контурами
 G — массовый расход, кг/с

ν_{j-i} — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела между сечениями i и j : $\nu_{j-i} = G_i/G_j$ (индекс j опускается, если он обозначает сечение на входе в компрессор ВХ)	ного сжигания i кг топлива
ν_{Γ}^{ϵ} — коэффициент, характеризующий изменение массы воздуха между сечениями Γ и вх	L_{Π} — дальность полета, м (км)
F — площадь проходного сечения, m^2	R — универсальная газовая постоянная, Дж/(кг·К)
ρ — плотность, кг/ m^3	κ, κ_2 — показатель изэнтропы для воздуха, газа
q_T — отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания	c_p, c_{pg} — удельная теплоемкость для воздуха, газа, Дж/(кг·К) (кДж/кг·К)
α — коэффициент избытка воздуха	$m_{кр}$ — численный коэффициент в уравнении расхода, (кг·К/Дж) 0,5 ; $m_{кр} = 0,0405$ (для воздуха), $m_{кр.z} = 0,0397$ (для газа)
α_{Σ} — коэффициент избытка воздуха в форсажной камере	σ — коэффициент восстановления полного давления
L_0 — теоретически необходимое количество воздуха для полного сжигания i кг топлива	φ_c — коэффициент скорости реактивного сопла

И н д е к с ы

* — параметры заторможенного потока	пл — планер
в — винт	пр — предельный, приведенный
в — воздух	п.с — подпорные ступени
ВД — каскад высокого давления	р — расширение
г — газ	с — сопло, секундный
дв — двигатель	с.а — сопловый аппарат
е — эффективный	СД — каскад среднего давления
ж.ц — жизненный цикл	сж — сжатие
ид — идеальный	см — смещение
к — компрессор	с.у — силовая установка
кан — канал наружный	т — турбина, топливо
к.н — коммерческая нагрузка	теп — тепловой
кр — крейсерский	уд — удельный
к.с — камера сгорания	ф — форсажная камера
НД — каскад низкого давления	ч — часовой
о — общий	э — эквивалентный
0 — параметры взлетного режима в САУ на уровне моря при $M_{\Pi} = 0$	эк — экономический
отб — отбор	т — механический
opt — оптимальный	г — гидравлический
п — полетный	с — изэнтропный
	Σ — суммарный
	I — внутренний контур ТРДД
	II — наружный контур ТРДД

Основные сечения потока

н — невозмущенный поток перед двигателем	с.кр — критическое сечение сопла
вх — сечение на входе в компрессор	I — выход из внутреннего контура ТРДД (вход в сопло или камеру смешения)
к — сечение за компрессором	II — выход из наружного контура (канала) ТРДД (вход в сопло или камеру смешения)
г — сечение перед турбиной	
т — сечение на выходе из турбины	
ф — выход из форсажной камеры	
с — выходное сечение реактивного сопла	

Сокращения

ГДФ — газодинамические функции	ТВаД — турбовальный двигатель
ЛА — летательный аппарат	ТРДДФ — двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой
СПС — сверхзвуковой пассажирский самолет	ТРДД — двухконтурный турбореактивный двигатель без смешения потоков
САПР — система автоматизированного проектирования	ТРДДсм — двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков
САУ — стандартные атмосферные условия	
ТВВД (ТВД) — турбовинтовентиляторный (турбовинтовой) двигатель	

Введение

Жизненный цикл двигателя складывается из его разработки (создания), производства и эксплуатации. Создается двигатель в моторостроительном конструкторском бюро (МКБ) в течение примерно десяти лет. Затем новые двигатели изготавливаются на серийных заводах и эксплуатируются в аэропортах (обычно не менее двух десятилетий).

Процесс создания двигателя состоит из трех этапов: проектирования, опытного производства и доводки. Проектирование начинается с чистого листа бумаги (в утилитарном представлении) и заканчивается выдачей рабочих чертежей. На этом этапе производится: выбор параметров рабочего процесса, проектный термогазодинамический расчет и расчет основных размеров проточной части; согласование узлов, разработка эскизной компоновки, расчет и проектирование узлов; расчет характеристик двигателя и согласование их с заказчиком (самолетным заводом); разработка рабочей компоновки и выпуск рабочих чертежей.

Опытное производство включает разработку технологии, проектирование и изготовление приспособлений, изготовление деталей, сборку узлов и двигателя.

Доводка начинается с испытания первого опытного образца и заканчивается государственным испытанием, которое удостоверяет готовность двигателя к эксплуатации. Необходимость доводки обусловлена тем, что математические модели, используемые проектировщиками, не адекватны процессам, которые они описывают. Поэтому уже при испытании первого опытного образца обнаруживается, что при заданных параметрах рабочего процесса в большинстве случаев не обеспечиваются заявленные (расчетные) основные данные двигателя: например, удельный расход топлива получается больше заявленного, не обеспечиваются, как правило, прочность двигателя и его надежная работа в течение потребного ресурса. Доводка является наиболее трудоемким и продолжительным этапом создания двигателя, в течение которого изготавливаются и исследуются примерно два десятка двигателей. Кроме стендовых, она включает также летные испытания на летающей лаборатории и на самолете.

Сказанным, конечно, не исчерпывается весь цикл работ по созданию двигателя. Здесь перечислены, главным образом, работы, которые выполняются непосредственно методами теории двигателей или с широким привлечением их.

Следует подчеркнуть, что высокая эффективность эксплуатации самолета закладывается при выборе параметров двигателя, его проектировании и доводке. Причем проблема выбора параметров — одна из наиболее сложных на этапе проектирования — решается преимущественно методами теории двигателей.

В процессе проектирования и создания двигателя возникает много других проблем (некоторые из них будут затронуты в гл. 10), которые решаются также с широким привлечением указанных методов.

Таким образом, при создании двигателя методы теории двигателей играют роль первой скрипки. Изучению этих методов должно предшествовать изучение основных закономерностей рабочего процесса ГТД, которые изложены в предлагаемом учебном пособии.

Принцип действия, схемы и удельные параметры газотурбинных двигателей

Первая глава — вводная. В ней рассматривается принцип действия газотурбинных двигателей (ГТД), их применение. По принципу действия ТРДД и ТРД сравниваются с ПВРД, что позволяет подчеркнуть их основные особенности. В данной главе приведены также схемы, основные данные и удельные параметры двигателей, а чтобы показать место ГТД в большом семействе реактивных двигателей, дана их классификация.

§ 1.1. Турбореактивные двигатели: ТРДД и ТРД

Основные узлы ТРДД и характерные сечения проточной части. На рис. 1.1 приведена типичная схема двухконтурного двигателя, на которой показаны следующие основные узлы: воздухозаборник или входное устройство (вх), компрессор низкого давления (КНД) или вентилятор (в), компрессор высокого давления (КВД), камера сгорания (к. с.), турбина высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления, наружный канал (кан) и реактивное сопло (р. с.). Вентилятор и турбину НД называют турбовентилятором. Компрессор ВД, камеру сгорания и турбину ВД называют газогенератором.

Воздухозаборник служит для преобразования кинетической энергии воздушного потока, поступающего в двигатель при движении летательного аппарата, в потенциальную энергию сжатого воздуха и для подвода его к компрессору. Компрессор служит для подвода механической энергии к воздушному потоку и преобразования ее в потенциальную энергию сжатого воздуха. В камере сгорания химическая энергия топлива преобразуется в тепловую и осуществляется подвод ее к воздушному потоку, т. е. обеспечивается повышение температуры рабочего тела (рабочим телом называют воздушно-газовый поток, проходящий через двигатель). Турбина служит для привода компрессора. Канал предназначен для подвода воздушного потока, выходящего из вентилятора, к наружному соплу. Сопло служит для преобразования тепло-

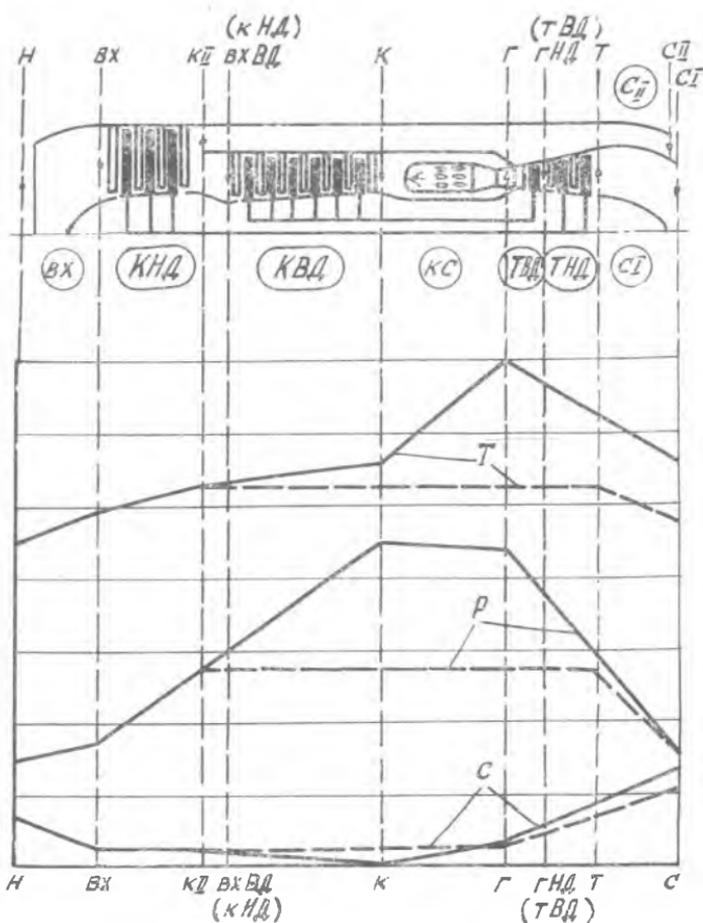


Рис. 1.1. Схема двухвального ТРДД с разделным истечением потоков. Изменение параметров рабочего тела в проточной части внутреннего (—) и наружного (---) контуров

вой и потенциальной энергии рабочего тела в кинетическую энергию струи, вытекающей из двигателя.

Сечения на входе и выходе из каждого узла обозначаются следующим образом:

- H — сечение невозмущенного потока перед двигателем;
- $ВХ$ — на выходе из воздухозаборника (на входе в компрессор);
- $К$ — на выходе из компрессора (на входе в камеру сгорания);
- $Г$ — на выходе из камеры сгорания (на входе в турбину);
- $Т$ — на выходе из турбины (входе в сопло);
- $С$ — на выходе из сопла;
- $КР$ — критическое (минимальное) сечение сопла.

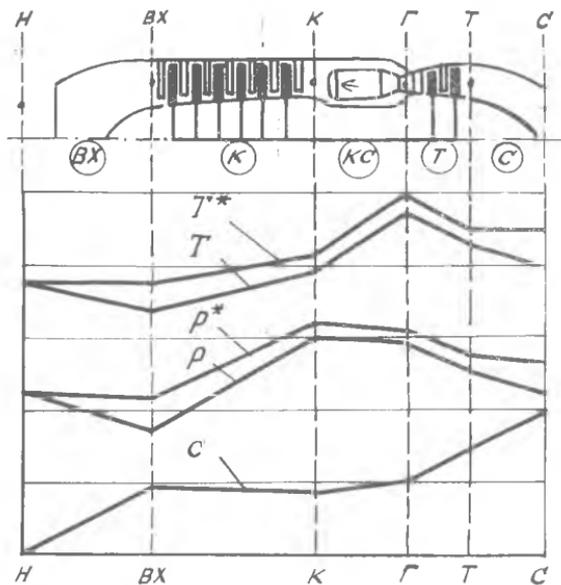


Рис. 1.2. Схема одновального ТРД. Изменение параметров рабочего тела в проточной части при $M_{II}=0$

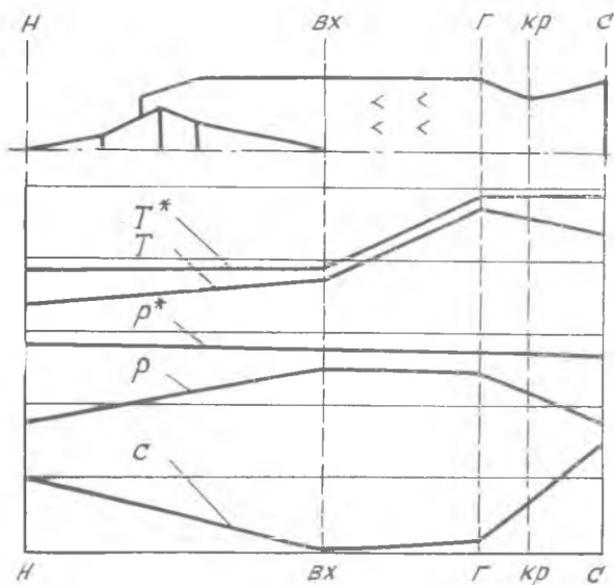


Рис. 1.3. Схема ПВРД. Изменение параметров рабочего тела в проточной части

Сечение между компрессорами НД и ВД обозначается вхВД (кНД), а между турбинами ВД и НД — гНД (тВД). Параметры наружного контура обозначаются индексом II, а внутреннего — I.

ТРДД — сложный двигатель. Другие типы двигателей можно рассматривать как его частные случаи. Например, одновальный ТРД (рис. 1.2) является, по существу, газогенератором ТРДД. А если из схемы одновального ТРД исключить компрессор и турбину, то получим прямоточный двигатель — ПВРД (рис. 1.3).

Изменение параметров рабочего тела (T^* , p^* , T , p , c) в проточной части основных узлов двигателя. Процессы сжатия воздуха в воздухозаборнике и компрессоре, подвода тепла к рабочему телу в камере сгорания и расширения газа в турбине и сопле весьма сложны. Они сопровождаются трением, завихрениями, отрывом потока от стенок. Поэтому параметры рабочего тела (например, температура газа) в каждом сечении двигателя обычно не постоянны, а вдоль проточной части они могут изменяться скачкообразно (например, в сверхзвуковом воздухозаборнике). Однако в теории воздушно-реактивных двигателей обычно рассматриваются осредненные значения параметров в каждом характерном сечении двигателя, а изменение их от сечения к сечению описывается плавной линией.

Изменение температуры рабочего тела в проточной части двигателя целесообразно определять с помощью уравнения энергии в форме теплосодержания [1]. Запишем его вначале для двух произвольных сечений 1 и 2 (рис. 1.4):

$$c_p T_1 + \frac{c_1^2}{2} + Q_1 \pm L = c_p T_2 + \frac{c_2^2}{2}, \quad (1.1)$$

где $c_p T$ — теплосодержание или энтальпия рабочего тела (произведение теплоемкости на температуру); c — скорость потока; Q_1 — подведенное тепло; L — подведенная (+) или отведенная (−) работа.

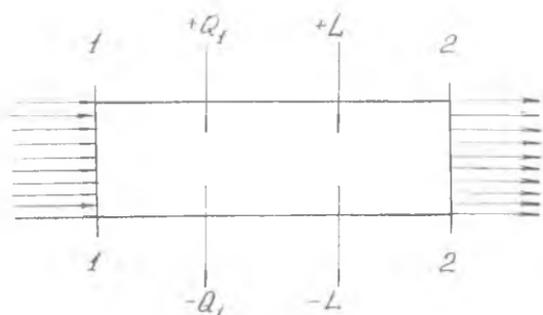


Рис. 1.4. К уравнению энергии

Сумма энтальпии и кинетической энергии обозначается $c_p T^*$ и называется полной энтальпией. Тогда уравнение (1.1) можно записать в виде

$$c_p T_1^* + Q_1 \pm L = c_p T_2^* \quad (1.1, a)$$

Проанализируем уравнение теплосодержания применительно к узлам ТРДД, ТРД и ПВРД. Для воздухозаборника $L=0$ (механическая работа не подводится и не отводится) и $Q_1=0$ (тепло не подводится, потерями тепла на охлаждение пренебрегаем). Тогда для сечений H и BX получим

$$c_p T_H + \frac{V_H^2}{2} = c_p T_{Bx} + \frac{c_{Bx}^2}{2} \quad \text{или} \quad c_p T_H^* = c_p T_{Bx}^* \quad (1.2)$$

Полная энтальпия и полная температура в воздухозаборнике не изменяются. Полное давление в идеальном случае также сохраняется постоянным, но в действительности оно снижается по длине воздухозаборника под влиянием гидравлических потерь.

Соотношение скоростей потока в сечениях BX и H , а следовательно и соотношение статических параметров, зависит от режимов полета самолета и от работы двигателя. Если скорость воздушного потока перед компрессором меньше скорости полета ($c_{Bx} < V_H$), то статическая температура, согласно уравнению (1.2), увеличивается ($T_{Bx} > T_H$). Соответственно увеличивается и статическое давление ($p_{Bx} > p_H$). Такое изменение параметров характерно, например, для режима длительного высотного полета (см. рис. 1.1 и 1.3). Если $c_{Bx} > V_H$, т. е. в воздухозаборнике происходит разгон потока, в том числе в стартовых условиях при $V_H=0$, то давление и температура снижаются ($p_{Bx} < p_H$; $T_{Bx} < T_H$), см. рис. 1.2.

Для компрессора уравнение энергии (1.1, а), выраженное через полную энтальпию в сечениях BX и K (см. рис. 1.2), имеет вид

$$c_p T_{Bx}^* + L_K = c_p T_K^* \quad (1.3)$$

Так как механическая энергия подводится к рабочему телу ($L_K > 0$), то его полная температура повышается ($T_K^* > T_{Bx}^*$). Соответственно изменяется полное давление. Аналогично повышаются статическая температура и давление рабочего тела. Скорость потока снижается, что обеспечивается выбором площадей сечений проточной части при проектировании компрессора.

Для камеры сгорания уравнение (1.1, а) преобразуется в элементарное уравнение теплового баланса:

$$c_p T_K^* + Q_1 = c_{p2} T_G^* \quad (1.4)$$

из которого видно, что при $Q_1 > 0$ имеем $T_T^* > T_K^*$. ТРДД, как и другие воздушно-реактивные двигатели, получившие широкое распространение, работает по термодинамическому циклу с подводом тепла при $p = \text{const}$ (по циклу Брайтона). Но это не означает, что давление в камере сгорания сохраняется строго постоянным. В действительности и полное, и статическое давление по длине камеры сгорания несколько снижаются вследствие влияния гидравлических потерь и подвода тепла.

Для турбины (см. рис. 1.2) уравнение энергии имеет вид

$$c_{p2} T_T^* - L_T = c_{p2} T_T^* \quad (1.5)$$

Из него следует, что полная температура T_T^* в турбине снижается, так как энергия отводится от рабочего тела (газ совершает работу). Соответственно снижается полное давление, а также статическая температура и давление рабочего тела. Скорость газового потока по длине турбины повышается.

Для сопла уравнение энергии (1.1) принимает вид, аналогичный уравнению (1.2):

$$c_{p2} T_T + \frac{c_T^2}{2} = c_{p2} T_c + \frac{c_c^2}{2} \quad \text{или} \quad c_{p2} T_T^* = c_{p2} T_c^* \quad (1.6)$$

Скорость потока по длине сопла увеличивается, следовательно, температура T и давление p рабочего тела снижаются, T^* и p^* изменяются так же, как и по длине воздухозаборника (см. рис. 1.2 или 1.3).

Принцип действия ПВРД, ТРД и ТРДД. Итак, рабочий процесс рассматриваемых двигателей складывается из процессов сжатия в воздухозаборнике и компрессоре, подвода тепла в камере сгорания, расширения в турбине и сопле. *Хотя процесс расширения противоположен процессу сжатия, однако, благодаря более высокой температуре рабочего тела, при которой он совершается, в двигателе обеспечивается увеличение скорости истечения газа из сопла по сравнению со скоростью полета. Таким образом изменяется количество движения рабочего тела, проходящего через двигатель, что, согласно второму закону механики, сопровождается возникновением силы реакции, которая и используется как тяговое усилие — сила тяги.* В этом и заключается принцип действия двигателей прямой реакции, к которым относятся рассматриваемые двигатели.

Особенно четко прослеживается принцип действия этих двигателей на примере прямого ВРД (ПВРД), у которого процессы сжатия и расширения совершаются практически при одинаковых перепадах давлений. Очевидно, что увеличение температуры рабочего тела в камере сгорания приводит к увеличению скорости его истечения c_c по сравнению с V_{II} . Про-

цесс в ПВРД невозможен при $V_n=0$, и отсутствие стартовой тяги — главный недостаток этого двигателя.

В турбореактивном двигателе (ТРД) стартовая тяга обеспечивается с помощью турбокомпрессора (турбины и компрессора). Подчеркнем, что от рабочего тела в турбине отбирается столько же энергии, сколько ее подводится к рабочему телу в компрессоре. Однако степень понижения давления в турбине $\pi_T^* = p_T^* / p_T^*$ меньше степени повышения давления в компрессоре $\pi_K^* = p_K^* / p_{вх}^*$ (опять же благодаря более высокой температуре рабочего тела). Поэтому полное давление за турбиной выше полного давления перед компрессором $p_T^* > p_{вх}^*$ и соответственно статическое давление выше атмосферного $p_T > p_n$ даже в стартовых условиях работы двигателя ($V_n=0$). Следовательно, компрессор, камера сгорания и турбина генерируют газ высокого давления (поэтому они и называются газогенератором).

Аналогичную функцию выполняет и газогенератор двухконтурного ТРД. Турбовентилятор предназначен для передачи энергии из внутреннего контура в наружный. (В турбине НД часть тепловой энергии преобразуется в механическую и подводится к вентилятору, с помощью которого эта энергия подводится к рабочему телу, в том числе проходящему через наружный контур).

Таким образом, внесенная с топливом энергия подводится в ТРДД не только к воздуху, проходящему через основной контур, но и к дополнительной массе воздуха, проходящей через наружный контур. *Распределение энергии по большей массе рабочего тела — главная особенность ТРДД.* Распределение энергии зависит в основном от степени двухконтурности $m = G_{II} / G_I$, т. е. от отношения расхода воздуха через наружный контур к расходу через внутренний контур. При уменьшении степени двухконтурности характеристики ТРДД приближаются к характеристикам ТРД. При $m=0$ ТРДД преобразуется в ТРД, т. е. турбореактивный двигатель является частным случаем двухконтурного. Далее будет показано, что и турбовинтовой двигатель можно рассматривать как частный случай ТРДД с высокой степенью двухконтурности. Следовательно, двухконтурный двигатель можно рассматривать как общий тип ГТД.

Итак, принцип действия ТРД и ТРДД аналогичен принципу действия ПВРД. Наличие газогенератора обеспечивает турбореактивному двигателю стартовую тягу и более высокие тяговые и экономические характеристики на небольших скоростях полета по сравнению с характеристиками ПВРД. А благодаря распределению энергии по большей массе рабочего тела на двухконтурном двигателе (по сравнению с одноконтурным) обеспечивается более высокая экономичность на

этих скоростях полета. В этом и заключается основное преимущество двухконтурных двигателей.

Применение ПВРД, ТРД и ТРДД. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели применяются как силовые установки летательных аппаратов, главным образом военного назначения. На больших сверхзвуковых скоростях полета они имеют ряд принципиальных преимуществ перед другими ВРД. С применением водорода этот двигатель может работать на гиперзвуковых скоростях полета. Поэтому ПВРД — двигатель будущего.

Турбореактивные двигатели до последнего времени широко применялись в качестве силовых установок самолетов. Например, на первом в мире советском пассажирском реактивном самолете ТУ-104 эксплуатировался одновальный ТРД РД-3М.

По сравнению с поршневыми, турбореактивные двигатели позволяют развить большую тягу, имеют меньшую удельную массу, для них характерно благоприятное изменение тяги по скорости полета. Этими основными преимуществами объясняется тот факт, что в пятидесятые годы в авиации на смену поршневым двигателям пришли реактивные. Низкая экономичность на дозвуковых скоростях полета — главный недостаток ТРД.

Двухконтурные двигатели как силовые установки магистральных самолетов вытеснили ТРД и получили в настоящее время наиболее широкое распространение.

Схемы ТРДД. Двухконтурные двигатели выполняются в основном двухвальными, а также трехвальными. Наличие двух контуров, двух (или трех) каскадов компрессора и соответственно турбины обусловило многообразие схем рассматриваемых двигателей. Схему, приведенную на рис. 1.1 (двухвальный ТРДД с двухкаскадным компрессором и отдельным истечением потоков из наружного и внутреннего контуров), можно считать классической. По этой схеме выполнен первый в СССР двухконтурный двигатель Д-20П. Двигатели такой схемы применяются, кроме того, со смешением потоков наружного и внутреннего контуров. По этой схеме выполнены, например, двигатели Д-30, Д-30КУ и Д-30КП генерального конструктора П. А. Соловьева, которые эксплуатируются соответственно на самолетах ТУ-134, ИЛ-62М и ИЛ-76.

Широкое распространение получили двухконтурные двухвальные двигатели со смешением потоков, с двухкаскадным компрессором и подпорными ступенями (рис. 1.5). По такой схеме выполнены двигатели НК-8-4, НК-8-2У и НК-86 генерального конструктора Н. Д. Кузнецова, которые эксплуатируются на самолетах ИЛ-62, ТУ-154 и ИЛ-86. Применение подобных ступеней объясняется в основном стремлением получить эффективные двигатели разной тяги на базе одного газогенератора.

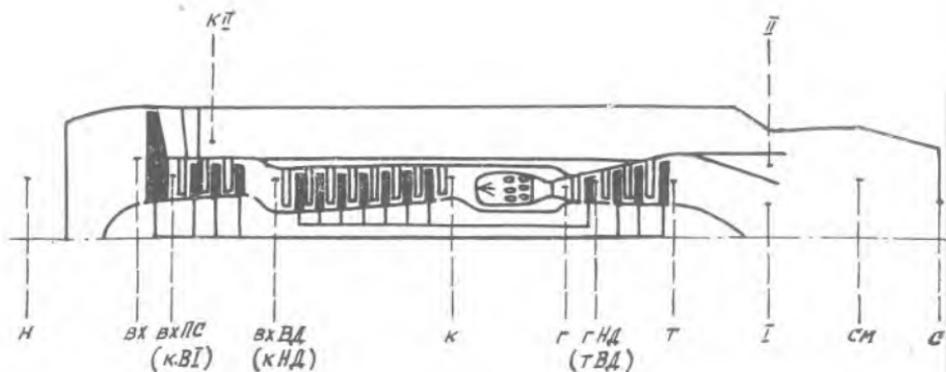


Рис. 1.5. Схема двухвального ТРДД с опорными ступенями и смещением потоков наружного и внутреннего контуров

На рис. 1.6. показана схема трехвального ТРДД с трехкаскадным компрессором, в котором наиболее рационально решены проблемы, связанные с обеспечением устойчивой работы двигателя при высокой степени повышения давления компрессора. По этой схеме выполнены, например, двигатели Д-36 и Д-18, которые эксплуатируются соответственно на самолете Як-42 и на самом большом в мире советском грузовом самолете Ил-124 («Руслан»).

Двухконтурные двигатели с разделением потоков могут выполняться с коротким наружным контуром (см. рис. 1.6).

Для всех перечисленных схем характерно переднее расположение вентилятора. Но существуют двухконтурные двигатели с задним расположением вентилятора (рис. 1.7). В двига-

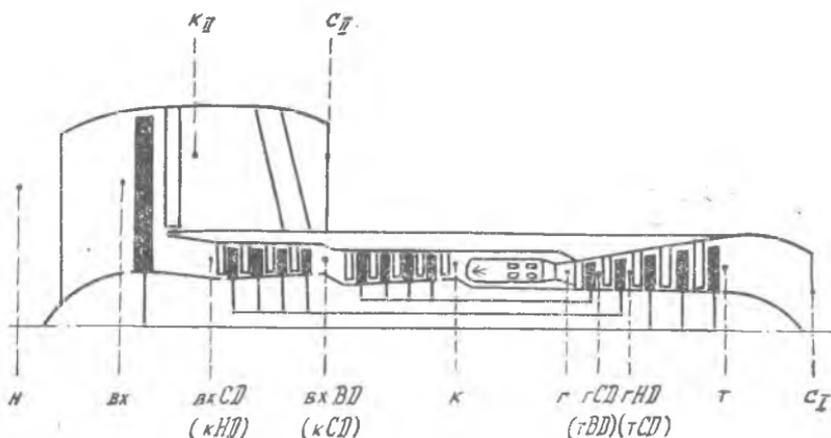


Рис. 1.6. Схема трехвального ТРДД с коротким наружным каналом

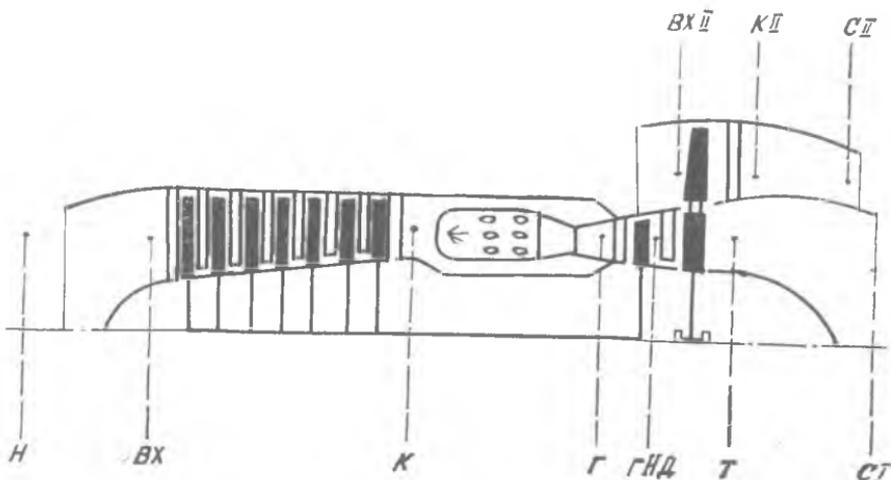


Рис. 1.7. Схема ТРДД с задним расположением вентилятора

телях этой схемы лопатки вентилятора наружного контура располагаются над лопатками отдельной турбины, образуя с ними одно целое — турбовентиляторную приставку. Такая приставка к одноконтурному ТРД преобразует его в двухконтурный. Двигатели с турбовентиляторной приставкой появились в пятидесятых годах на базе хорошо зарекомендовавших себя серийных ТРД. Они обеспечили существенное снижение удельного расхода топлива и повышение эффективности эксплуатации.

По одновальной схеме двухконтурные двигатели, как правило, не выполняются. Известен, однако, французский двигатель М-53, выполненный по одновальной схеме.

§ 1.2. Турбовинтовые (ТВД), турбовинтовентиляторные (ТВВД) и турбовальные (ТВад) двигатели

Турбовинтовые, турбовинтовентиляторные и турбовальные двигатели — это такие тепловые машины, в которых большая часть полезной тепловой энергии преобразуется в турбине в механическую работу и отводится потребителю и на привод компрессора.

Если полезная мощность отводится на привод самолетного винта, то такой двигатель будет турбовинтовым или турбовинтовентиляторным. (Винтовентилятором называют высоконапорный винт, специально спрофилированный для эффективной работы при больших дозвуковых скоростях

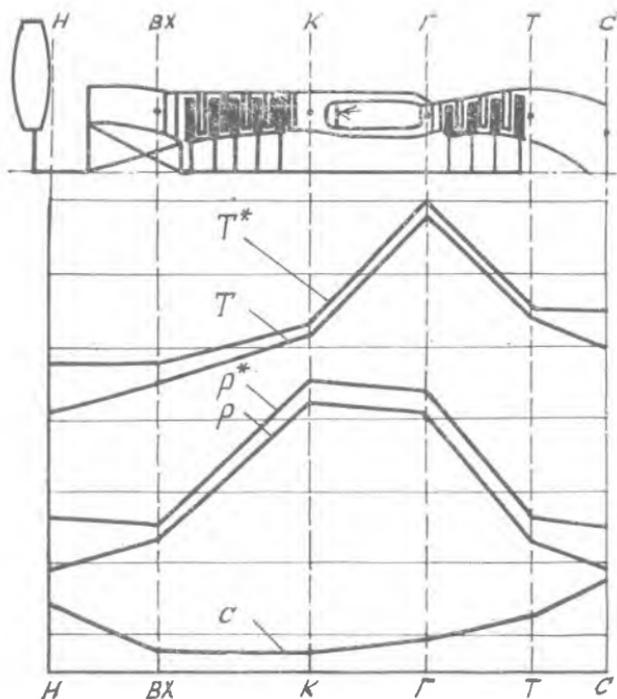


Рис. 1.8. Схема одновального ТВД. Изменение параметров рабочего тела в проточной части

полета). В остальных случаях двигатель будет турбовальным. ТВаД широко применяются в качестве силовых установок вертолетов, речных и морских судов, для наземного транспорта, на компрессорных газоперекачивающих станциях магистральных газопроводов, пиковых тепловых электростанциях, а также в качестве вспомогательных силовых установок (ВСУ), применяемых на современных самолетах и вертолетах для пуска основных двигателей, для питания системы кондиционирования, привода электрогенератора и другого вспомогательного оборудования (ВСУ состоит из малоразмерного ТВаД и агрегатов для отбора от него механической энергии или сжатого воздуха).

Следовательно, по назначению ТВД (ТВВД) является частным случаем турбовального двигателя.

Принцип действия ТВД и изменение параметров рабочего тела по длине проточной части (рис. 1.8) аналогичны принципу действия и изменению параметров рабочего тела основного (внутреннего) контура ТРДД. Но в ТВД часть механической энергии, отбираемой от турбины, передается не в наружный контур, а на привод винта (через редуктор), с помощью которого образуется тяга. Винт в данном случае играет роль

вентилятора наружного контура, и турбовинтовой двигатель, следовательно, можно рассматривать как частный случай ТРДД с высокой степенью двухконтурности ($m=60\text{...}100$).

Силовая установка самолета с ТВД состоит из трех агрегатов: винта, редуктора и собственно двигателя. Тяга развивается главным образом винтом (90% и более) и только небольшая ее часть — собственно двигателем. Таким образом, ТВД с винтом является силовой установкой смешанной тяги. ТВД по принципу действия не отличается от ТВД.

По принципу действия турбовальный двигатель является частным случаем ТВД. В этом случае вся полезно используемая тепловая энергия преобразуется в турбине в механическую работу. Выходное устройство такого двигателя выполняется диффузорным, что и позволяет наиболее полно осуществить указанное преобразование энергии и уменьшить потери кинетической энергии с выхлопными газами. Статическое давление и температура рабочего тела в выходном устройстве увеличиваются, а скорость снижается (рис. 1.9). Турбовальный двигатель, следовательно, — не реактивный.

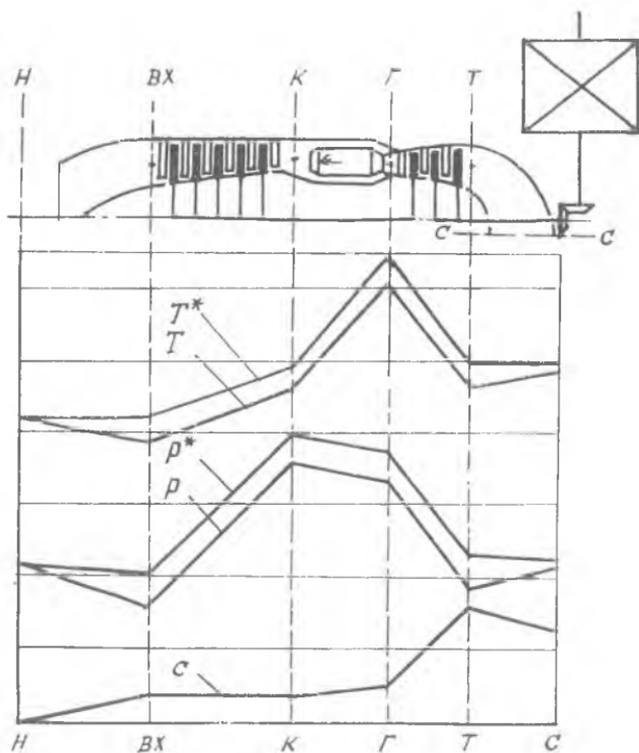


Рис. 1.9. Схема турбовального двигателя со свободной турбиной. Изменение параметров рабочего тела в точной части

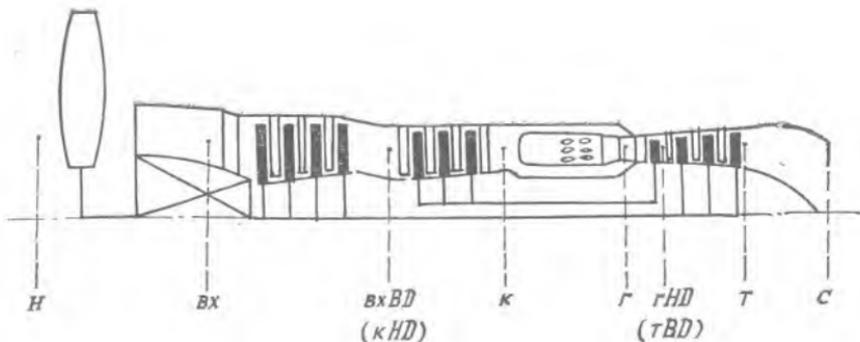


Рис. 1.10. Схема двухвального ТВД с двухкаскадным компрессором

На рис. 1.8 и 1.9 приведены типичные схемы ТВД и ТВад: *одновального ТВД и двухвального ТВад со свободной турбиной*. Первая схема наиболее характерна для двигателей, служащих силовыми установками самолетов. По этой схеме был выполнен, например, самый мощный в мире советский турбовинтовой двигатель НК-12, который устанавливался, в частности, на самолетах ТУ-114. По второй схеме в основном выполняются ТВад, служащие как СУ вертолетов, морских и речных судов, промышленные СУ. По этой схеме выполнен, например, двигатель Д-25В, который эксплуатируется на вертолете Ми-6, многие годы он был непревзойденным по мощности.

Схема ТВад со свободной турбиной, выходной вал которой выводится вперед, универсальна, применяется на двигателях, которые эксплуатируются как на вертолетах, так и на самолетах.

ТВД как СУ самолетов выполняются, кроме того, по двухвальной схеме с двухкаскадным компрессором (рис. 1.10). В этом случае мощность на привод винта отбирается от турбины низкого давления, которая приводит также и компрессор НД.

В последнее время появились трехвальные ТВад с двухкаскадным компрессором и свободной турбиной (рис. 1.11). Применение двухкаскадного компрессора позволяет решить проблему обеспечения устойчивой работы компрессора при высокой степени повышения давления.

Турбовальные малоразмерные двигатели, особенно ВСУ, выполняются по различным схемам. Их многосхемность является следствием небольшого расхода рабочего тела (3...1 кг/с и меньше). Осевые компрессоры с таким расходом воздуха имели бы недопустимо малую высоту лопатки последней ступени, что привело бы к увеличению относительного радиального зазора и потере в нем. Поэтому малоразмерные двигатели в большинстве случаев выполняются с центробежными

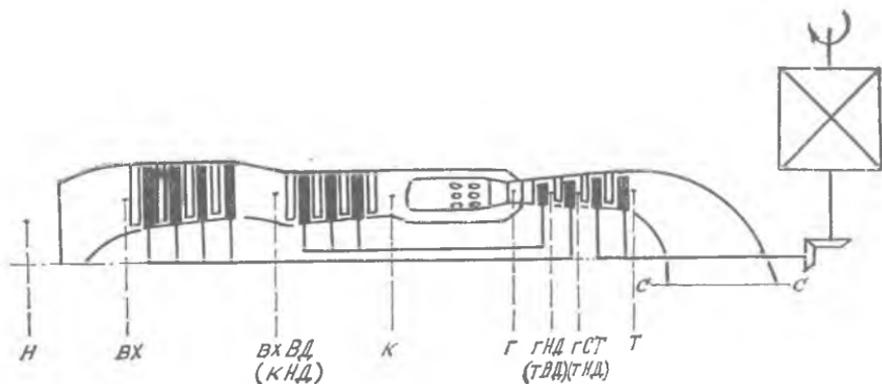


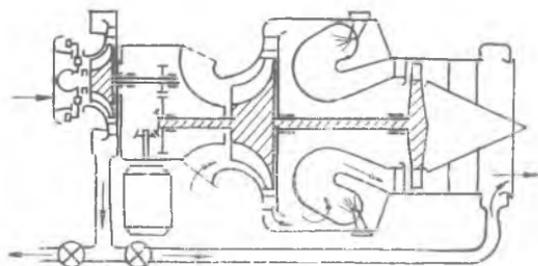
Рис. 1.11. Схема трехвального ТВаД с двухкаскадным компрессором и свободной турбиной

и осецентрированными компрессорами, в которых направление движения потока изменяется на 90° . При небольшом расходе воздуха направление движения потока легко изменить на 180° и даже на 360° без больших потерь полного давления. Это обусловило применение петлевых камер сгорания, что позволило уменьшить длину двигателя, сделать конструкцию компактной, а следовательно, и более жесткой. Некоторые схемы ВСУ приведены на рис. 1.12...1.14 [43].

На рис. 1.12 показана схема одновальной ВСУ с центробежным компрессором, петлевой камерой сгорания и осевой турбиной. Такие ВСУ служат для отбора механической энергии (например, для привода генератора) и сжатого воздуха и называются универсальными. Указанная ВСУ выполнена по схеме с дополнительным компрессором, который применяется специально для подачи потребителю сжатого воздуха. Получили распространение ВСУ, служащие только для отбора механической энергии; в этом случае в схеме отсутствуют дополнительный компрессор и трубопроводы для отбора воздуха.

Схема универсальной одновальной ВСУ с двухступенчатым центробежным компрессором, тангенциальной индивидуальной трубчатой камерой сгорания и центростремительной турбиной

Рис. 1.12. Схема одновальной ВСУ с центробежным компрессором, с петлевой камерой сгорания, осевой турбиной и с дополнительным компрессором



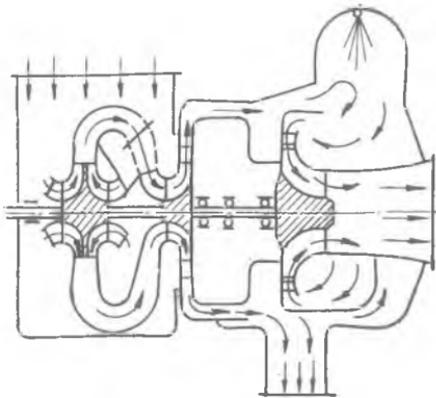


Рис. 1.13. Схема одновальной ВСУ с двухступенчатым центробежным компрессором, с индивидуальной камерой сгорания и центробежной турбиной

показана на рис. 1.13. Такая ВСУ служит для привода электрогенератора (на схеме он не показан) и выработки сжатого воздуха, который отбирается на участке между компрессором и камерой сгорания.

В последнее время предъявляются более жесткие требования к экономичности ВСУ, что привело к усложнению их схем. Появились двухвальные ВСУ с двухкаскадным компрессором (рис. 1.14). В приведенном на схеме случае воздух отбирается за компрессором НД, а мощность — от каскада ВД. Сопловой аппарат турбины НД выполняется регулируемым, чтобы обеспечить отбор мощности при постоянной частоте вращения ротора ВД.

Главное преимущество турбовинтовых двигателей перед ТРД и ТРДД — значительно меньший расход топлива на небольших дозвуковых скоростях полета ($V_{п}=500...650$ км/ч),

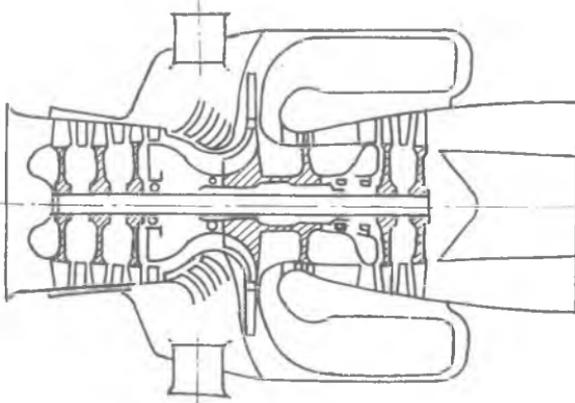


Рис. 1.14. Схема двухвальной ВСУ с двухкаскадным компрессором, с кольцевой противоточной камерой сгорания и осевой турбиной

их недостаток — снижение к.п.д. воздушного винта на околозвуковых скоростях полета, что делает применение ТВД неэффективным. Кроме того, силовая установка с ТВД более сложная, поскольку включает еще винт и редуктор. Все это и обусловило необходимость замены турбовинтовых двигателей двухконтурными на всех магистральных самолетах, а также на некоторых самолетах местных воздушных линий.

В настоящее время в условиях энергетического кризиса, когда стоимость топлива повысилась, ведутся интенсивные работы по созданию винтовентиляторов, обеспечивающих высокий к.п.д. при больших дозвуковых скоростях полета ($V_n \approx 800$ км/ч). Винтовентилятор занимает промежуточное положение между винтом ТВД и вентилятором ТРДД по диаметру, степени повышения давления и частоте вращения. Соответственно и *ТВВД занимает промежуточное положение между ТВД и ТРДД*, в том числе по степени двухконтурности. Разрабатываются ТВВД различных схем. Для обеспечения высокой степени повышения давления компрессор этих двигателей должен быть, по-видимому, двухкаскадным. Для уменьшения передаточного отношения в редукторе с целью уменьшения его массы двигатель целесообразно выполнять по схеме со свободной турбиной. Представляет интерес схема двигателя без редуктора с задним расположением винтовентилятора. Необходимо, кроме того, решить проблему уменьшения шума и снижения стоимости эксплуатации ТВВД. *Ожидается, что в 90-х годах ТВВД станет серьезным конкурентом ТРДД на указанных скоростях полета.*

§ 1.3. Турбореактивные двигатели с форсажными камерами

Сжигание дополнительного топлива в специальной (форсажной) камере за турбиной, которое применялось вначале как средство для кратковременного увеличения тяги, оказалось настолько эффективным (в смысле увеличения тяги) и получило такое широкое распространение, что ТРД и ТРДД с форсажными камерами образовали два новых типа авиационных двигателей — ТРДФ и ТРДДФ.

В отличие от обычного ТРД за турбиной ТРДФ расположены: диффузор, форсажная камера и регулируемое сопло. В диффузоре скорость потока газа понижается, что необходимо для стабильного сгорания топлива. В форсажной камере температура газа повышается, как правило, до более высоких значений, чем в основной камере. Благодаря этому обеспечивается высокая скорость истечения газа из сопла, а следовательно, и

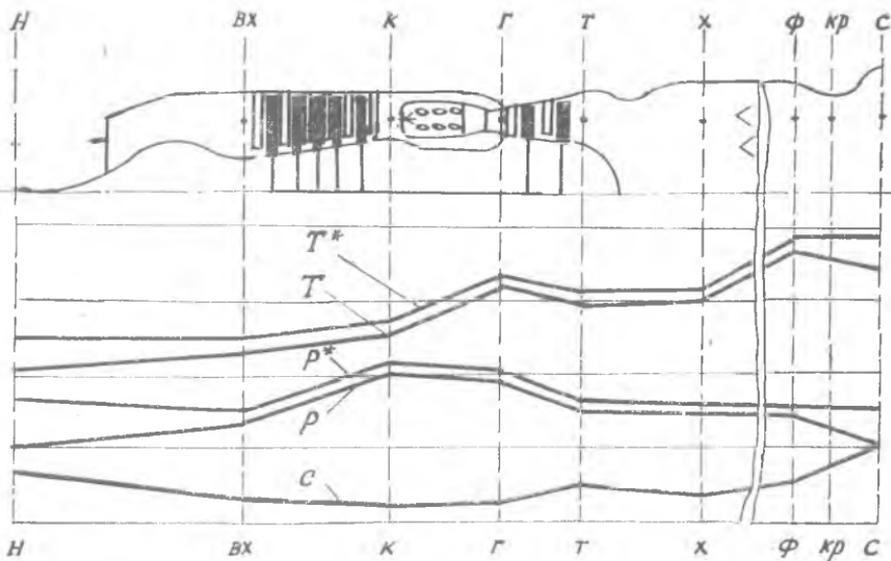


Рис. 1.15. Схема одновального ТРДФ. Изменение параметров рабочего тела в проточной части

высокая тяга. Характер изменения полной и статической температуры и давления рабочего тела по длине затурбинной части ТРДФ принципиально не отличается от их изменения по длине обычного диффузора, камеры сгорания и сопла (рис. 1.15).

Двухконтурные двигатели с форсажными камерами могут выполняться по различным схемам: с форсажем только в наружном контуре (ТРДДФII), с отдельным форсажем в наружном и внутреннем контурах (ТРДДФИ+II); со смешением (объединением) потоков рабочего тела, выходящего из наружного и внутреннего контуров, и общей форсажной камерой (ТРДДФсм, рис. 1.16). В настоящее время двухконтурные дви-

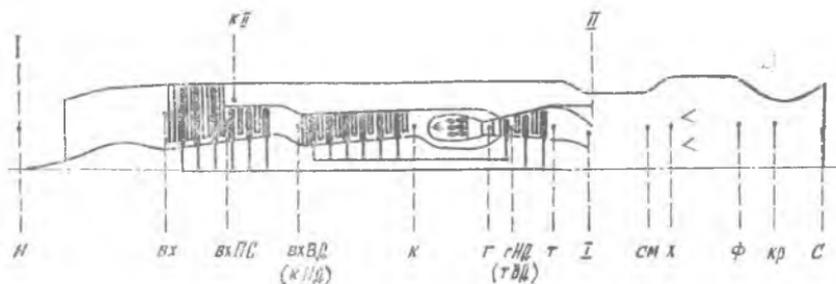


Рис. 1.16. Схема двухконтурного двигателя со смешением потоков и общей форсажной камерой (ТРДДФсм)

гатели с форсажными камерами выполняются преимущественно по последней схеме (ТРДДФсм). По этой схеме выполнен, например, первый в мире советский двухконтурный форсированный двигатель НК-144 для сверхзвукового пассажирского самолета ТУ-144.

В двигателях, выполненных по первой схеме (ТРДДФII), обеспечивается более высокая экономичность, но при этом создается меньшая тяга. Отдельные разработки ТРДДФII пока распространения не получили. Тяговые и экономические характеристики ТРДДФI+II незначительно отличаются от характеристик ТРДДФсм. До настоящего времени по этой схеме двигатели не выполнялись, так как некоторые преимущества, связанные главным образом с большей гибкостью регулирования, по-видимому, не оправдывают применения двух отдельных форсажных камер, усложняющих конструкцию.

Форсирование двигателей позволяет существенно увеличить лобовую тягу, особенно на сверхзвуковых скоростях полета. Поэтому ТРДФ и ТРДДФсм применяются на летательных аппаратах со сверхзвуковыми скоростями полета, что позволило увеличить максимальную скорость и улучшить летно-тактические данные этих летательных аппаратов.

Низкая экономичность на малых скоростях полета и высокий уровень шума — главные недостатки турбореактивных двигателей с форсажными камерами. Последний недостаток затрудняет их применение на пассажирских самолетах.

§ 1.4. Классификация реактивных двигателей

Реактивными двигателями называют такие двигатели внутреннего сгорания, в которых химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию газовой струи, вытекающей из двигателя, а получающаяся за счет этого сила реакции непосредственно используется как движущая сила — сила тяги.

Реактивные двигатели подразделяются на ракетные, воздушно-реактивные и комбинированные (рис. 1.17).

У ракетных двигателей горючее и окислитель находятся на борту летательного аппарата. В воздушно-реактивных двигателях в качестве окислителя используется кислород воздуха. Комбинированные двигатели представляют собой комбинации ракетных и воздушно-реактивных двигателей или различных типов ВРД.

Ракетные двигатели по роду применяемого топлива подразделяются на двигатели твердого (РДТТ) и жидкого (ЖРД) топлива. Кроме того, выделяют специальный класс ракетных космических двигательных установок (КДУ).

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД) подразделяются на бескомпрессорные, к которым относятся прямоточные

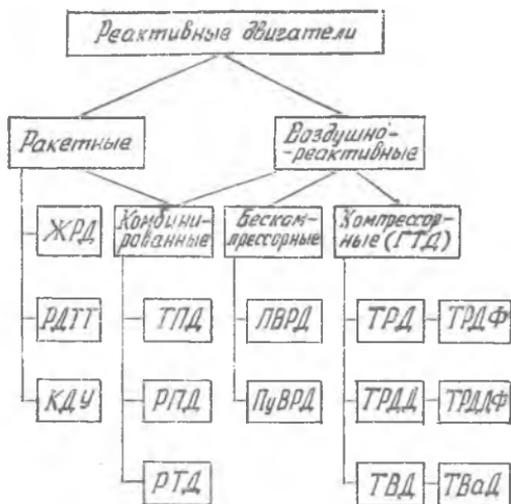


Рис. 1.17. Классификация реактивных двигателей

К ним относятся, прежде всего, турбопрямоточные двигатели (ТПД), представляющие собой комбинацию ПВРД, эффективных на больших сверхзвуковых скоростях, с турбореактивными двигателями (ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ), которые эффективны при более низких скоростях и имеют стартовую тягу. В ракетно-прямоточном двигателе (РПД) ПВРД объединен с ракетным двигателем, за счет чего обеспечивается стартовая тяга и улучшаются характеристики на малых скоростях.

Большой класс ракетно-турбинных двигателей (РТД) образован путем сочетания узлов ракетных и газотурбинных двигателей, что позволяет, в частности, существенно увеличить лобовую тягу ГТД. Предложены десятки схем этих двигателей, в том числе с использованием криогенных топлив, применение которых расширяет возможности комбинированных двигателей и повышает эффективность их применения. Дальнейшее освоение больших сверхзвуковых скоростей исследователи связывают с разработкой комбинированных двигателей с использованием водорода [14].

§ 1.5. Основные данные и удельные параметры ГТД

Авиационный двигатель характеризуется, прежде всего, основными данными, к которым относятся:

(ПВРД) и пульсирующие (ПуВРД), и газотурбинные (компрессорные).

ГТД включают следующие типы двигателей: ТРД и ТРДФ, ТРДД и ТРДДФ, ТВД (ТВВД) и ТВдД.

Стремление создать двигатель, в котором сочетались бы преимущества двигателей различных типов (с целью расширения диапазона эффективного применения летательных аппаратов, в том числе при высоких сверхзвуковых скоростях), привело к разработке комбинированных двигателей.

P, H (кН) — тяга ТРД (Ф), ТРДД (Ф);
 N_e , Вт (кВт) — эффективная мощность на валу ТВаД;
 $N_э$, Вт (кВт) — эквивалентная мощность ТВД и ТВВД, включающая, кроме N_e , тягу собственно двигателя (см. гл. 8);
 G_T , кг/с — расход топлива;
 $M_{дв}$, кг — масса двигателя;
 D, L , мм — габаритные размеры;
 τ , ч — ресурс;
 S , руб. — стоимость.

Основные данные не могут служить критериями для сравнительной оценки совершенства различных двигателей. Сравнивают двигатели и оценивают их совершенство по относительным величинам: удельным параметрам и различным к.п.д. (которые будут рассмотрены в гл. 5, 6 и 7). К важнейшим удельным параметрам относятся: удельный расход топлива и удельный вес, а также лобовая тяга, удельная тяга и удельная объемная тяга.

Удельный расход топлива показывает, сколько топлива нужно затратить для получения одного ньютона тяги (ватта мощности) в течение часа:

$$C_{уд} = \frac{3600G_T}{P}, \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (кг/кН}\cdot\text{ч)}, \quad (1.7)$$

$$C_e = \frac{3600G_T}{N_e}, \text{ кг/Вт}\cdot\text{ч (кг/кВт}\cdot\text{ч)}, \quad (1.7,а)$$

$$C_э = \frac{3600G_T}{N_э}, \text{ кг/Вт}\cdot\text{ч (кг/кВт}\cdot\text{ч)}. \quad (1.7,б)$$

Величина $C_{уд}$ характеризует экономичность ТРД(Ф) и ТРДД(Ф), а C_e и $C_э$ — соответственно экономичность ТВаД и ТВД (ТВВД).

Удельный вес — это отношение веса (силы тяжести) двигателя к его тяге:

$$\gamma_{дв} = \frac{gM_{дв}}{P}. \quad (1.8)$$

Он характеризует главным образом конструктивно-весовое совершенство ТРД (Ф) и ТРДД (Ф), которое оценивают также по удельной массе, т. е. по отношению массы двигателя к его тяге (мощности):

$$\gamma_{двP} = \frac{M_{дв}}{P}, \text{ кг/Н (кг/кН)}; \quad \gamma_{двN_e} = \frac{M_{дв}}{N_e}; \quad (1.8,а)$$

$$\gamma_{двN_э} = \frac{M_{дв}}{N_э}, \text{ кг/Вт (кг/кВт)}.$$

Очевидно, что $\gamma_{дв} = g\gamma_{двP}$, где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Удельный расход топлива и удельный вес, как будет показано в гл. 10, в значительной степени определяют эффективность эксплуатации пассажирских и транспортных самолетов с дозвуковыми скоростями полета.

Лобовая тяга представляет собой отношение тяги двигателя к площади миделевого (максимального) сечения. Часто ее определяют по отношению к площади входа, которая легко определяется, в том числе на начальном этапе выбора параметров, когда габаритные размеры двигателя неизвестны:

$$P_F = \frac{P}{F_{\text{вх}}}, \text{ Н/м}^2 \text{ (кН/м}^2\text{)}.$$

Величина P_F при известной тяге двигателя однозначно определяет площадь входа. Пропорционально площади входа изменяется внешнее сопротивление двигателя, которое, кроме того, зависит от квадрата скорости полета. Поэтому лобовая тяга является характеристикой особо важной для двигателей, предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета.

Удельная объемная тяга представляет собой отношение тяги двигателя к его объему:

$$P_V = \frac{P}{V_{\text{дв}}}, \text{ Н/м}^3.$$

Она характеризует компактность двигателя и приобретает особенно важное значение для подъемных двигателей, размещение которых в самолете связано со значительными трудностями.

Удельная тяга — это отношение тяги к расходу воздуха. Она показывает, какая тяга развивается двигателем в расчете на 1 кг воздуха, проходящего через него,

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_v}, \text{ Н} \cdot \text{с/кг (м/с)}. \quad (1.9)$$

Величина $P_{\text{уд}}$ при известной тяге однозначно определяет расход воздуха, по которому, как и по значению P_F , определяются габариты двигателя, а затем и его масса. Через удельную тягу выражается, как будет показано в гл. 7, удельный расход топлива.

Удельная тяга и удельный расход топлива ТРД при неизменных внешних условиях зависят главным образом от параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной T_T^* и степени повышения давления в компрессоре π_k ; удельные параметры двухконтурного двигателя зависят, кроме того, от степени двухконтурности m и степени повышения давления в компрессоре (вентиляторе) наружного контура $\pi_{кн}^*$. А на удельные параметры двигателей с форсажными камерами влияет также температура газа на выходе из форсажной камеры

T_f^* . Анализ этих зависимостей занимает в курсе «Теория двигателей» одно из центральных мест (гл. 7 и 9).

Основные технические данные (кроме массы, габарита, ресурса и стоимости) и удельные параметры выполненного двигателя зависят от внешних полетных и атмосферных условий и от режима работы двигателя. Поэтому в качестве характерных (используемых для сравнения) принимают данные и параметры, которые развиваются двигателем в стандартных атмосферных условиях при $H=0$, $M_n=0$ на взлетном режиме, а также в условиях длительного высотного полета (для современных авиалайнеров при $H=11$ км, $M_n=0,8$) на крейсерском режиме.

Контрольные вопросы

1. Схема ТРДД. Основные узлы двигателя, их назначение. Обозначение характерных сечений. Изобразите график изменения параметров рабочего тела (T, p, c) в проточной части ТРДД для $M_n > M_{вх}$.

2. Уравнение теплосодержания в общем виде и его частные случаи для воздухозаборника и сопла. Изобразите график изменения параметров рабочего тела (T^*, p^*, T, p, c) в проточной части воздухозаборника и сопла.

3. Уравнение теплосодержания для компрессора, камеры сгорания и турбины. Изобразите график изменения параметров рабочего тела (T^*, p^*, T, p, c) в проточной части этих узлов.

4. Принцип действия ПВРД, ТРД и ТРДД. Назначение газогенератора и турбовентиллятора.

5. Преимущества и недостатки ПВРД, ТРД и ТРДД. Их применение.

6. Изобразите схемы, по которым выполняются ТРДД, и прокомментируйте их.

7. Изобразите схему ТРД, график изменения параметров рабочего тела (T^*, p^*, T, p, c) в проточной части двигателя и объясните принцип действия этого двигателя. Почему на смену поршневым двигателям пришли реактивные?

8. Особенности принципа действия турбовинтовых (турбовинтовентилляторных) двигателей. Изобразите схему ТВД и график изменения статических и полных параметров рабочего тела в проточной части двигателя для $M_n > M_{вх}$.

9. Особенности принципа действия турбовальных двигателей. Изобразите типичную схему ТВАД и график изменения статических и полных параметров рабочего тела в проточной части двигателя для $M_n < M_{вх}$.

10. Изобразите схемы, по которым выполняются ТВД и ТВАД. Каковы преимущества и недостатки ТВД (ТВВД) по сравнению с ТРДД? Где применяются ТВД и ТВАД?

11. Особенности принципа действия ТРДФ и ТРДДФ. Изобразите схему ТРДФ и график изменения полных и статических параметров рабочего тела в проточной части двигателя для $M_n > M_{вх}$.

12. Изобразите схемы, по которым выполняются ТРДФ и ТРДДФ. В чем их преимущества и недостатки по сравнению с ТРД? Где применяются ТРДФ и ТРДДФ?

13. Дайте определение реактивным двигателям, приведите их классификацию.

14. Перечислите и охарактеризуйте основные технические данные, удельные параметры и параметры рабочего процесса ТРД и ТРДФ.

15. Перечислите и охарактеризуйте основные технические данные, удельные параметры и параметры рабочего процесса ТРДД и ТРДДФ. Дайте определение удельным параметрам.

16. Перечислите основные технические данные, удельные параметры и параметры рабочего процесса, характеризующие турбовинтовые и турбовальные двигатели. Дайте определение удельным параметрам, охарактеризуйте их.

17. Краткий обзор развития реактивных двигателей*. Цикл работ по созданию двигателя и место теории ВРД в создании двигателя.

18. Уравнение изэнтропы. Числа M и λ . Газодинамические функции. Приведенная плотность тока $q(\lambda)$. Уравнение неразрывности*.

Задачи**

1. Скорость полета самолета в стандартных атмосферных условиях (САУ) на высоте 11 км $V_{п}=850$ км/ч. Определить полную температуру воздуха на входе в компрессор двумя способами: а) с использованием газодинамических функций (ГДФ); б) без использования ГДФ при условии постоянной теплоемкости воздуха.

2. В САУ на земле при $V_{п}=0$ определить статическую температуру воздуха в сечении BX на входе в компрессор, если скорость потока в этом сечении $c_{вх}=200$ м/с.

3. Определить работу компрессора в САУ на земле при $V_{п}=0$, если полная температура воздушного потока за компрессором $T_{к}^*=800$ К.

4. Определить полную температуру газа за турбиной, если известны полная температура газа перед турбиной $T_{г}^3=1600$ К и работа турбины $L_{т}=800$ кДж/кг.

5. Определить скорость истечения газа из сопла, если известны скорость потока за турбиной $c_{т}=300$ м/с, статическая температура за турбиной $T_{т}=780$ К и на выходе из сопла $T_{с}=690$ К.

* Вопросы 17 и 18 выходят за рамки гл. I.

** Ответы к решению задач см. в приложении 5.



РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС
И ХАРАКТЕРИСТИКИ
ВХОДНЫХ,
ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВ
И КАМЕР СГОРАНИЯ

(Контрольные вопросы и задачи)

Входные устройства

Контрольные вопросы

1. Входные устройства: назначение, требования, предъявляемые к ним, основные параметры эффективности ($\sigma_{вх}$, φ , c_x).
2. Термодинамические процессы в воздухозаборниках. Изобразите график изменения параметров p^* , p , c , T^* , T в проточной части воздухозаборника и рабочий процесс в $i-s$ — координатах при условии $M_{п}=0$, $F_0 < F_{вх}$.
3. Изобразите график изменения параметров p^* , p , c , T^* , T в проточной части воздухозаборника и рабочий процесс в $i-s$ — координатах для условий длительного крейсерского полета самолета.
4. Характеристики дозвукового воздухозаборника $\sigma_{вх} = f(\lambda_{вх})$. Опишите возможные режимы течения воздуха перед дозвуковым воздухозаборником и в его канале.
5. Типы сверхзвуковых входных устройств.
6. Нерасчетные режимы работы сверхзвукового воздухозаборника: как изменяются $\sigma_{вх}$ и φ при изменении числа $M_{п}$ и почему?
7. Помпаж и «зуд» сверхзвуковых входных устройств.
8. Регулирование сверхзвуковых воздухозаборников.
9. Как изменяются диаметральные габариты воздухозаборников, спроектированных для работы при различных скоростях полета?

Задачи

1. Определить идеальную и действительную степень повышения давления рабочего тела в воздухозаборнике при полете самолета на высоте $H=11$ км в САУ, если $V_{п}=3000$ км/ч и $\sigma_{вх}=0,7$.
2. Определить полное давление и полную температуру воздушного потока в сечении ВХ на входе в компрессор, если $p_{п}=101,3$ кПа, $T_{п}=288$ К, $V_{п}=900$ км/ч и $\sigma_{вх}=0,98$.
3. Определить статическую температуру и статическое давление воздуха в сечении на входе в компрессор в САУ на земле при $M_{п}=0$, если расход воздуха через двигатель $G_0=160$ кг/с, площадь входа в компрессор $F_{вх}=0,8$ м², коэффициент восстановления давления $\sigma_{вх}=0,99$.
4. Определить скорость полета самолета в САУ на высоте $H=11$ км, если статическое давление воздуха в сечении на входе в компрессор $p_{вх}=35$ кПа при $\lambda_{вх}=0,7$ и $\sigma_{вх}=0,98$.
5. Определить скорость потока на входе в компрессор, если в САУ на земле при $V_{п}=300$ км/ч расход воздуха через двигатель $G_0=120$ кг/с, площадь входа в компрессор $F_{вх}=0,55$ м², коэффициент восстановления давления $\sigma_{вх}=0,98$.

Выходные устройства

Контрольные вопросы

1. Выходные устройства: назначение и требования, предъявляемые к ним.
2. Процесс истечения газа из реактивного сопла. Изобразите график изменения параметров p^* , p , c , T^* , T в проточной части сопла и рабочий процесс в $i-s$ — координатах.
3. Выведите формулу скорости истечения газа из сопла при изэнтропическом истечении.
4. Охарактеризуйте коэффициенты и к. п. д. (φ_c , η_c , σ_c , $\overline{\varphi_c}$), учитывающие потери в сопле. Докажите их взаимосвязь.
5. Суживающееся сопло: особенности рабочего процесса, характеристики, применение.
6. Сопло Лавали: особенности рабочего процесса, характеристики, применение.
7. Эжекторное сопло: особенности рабочего процесса, характеристики, применение.
8. Диффузорные выходные устройства: особенности рабочего процесса, характеристики, применение.

Задачи

1. Определите скорость истечения газа из сопла, если известны полная температура $T_T^* = 900$ К, давление $p_T^* = 175$ кПа газа за турбиной, атмосферное давление $p_n = 101,3$ кПа, коэффициент скорости $\varphi_c = 0,98$.
2. В САУ на земле расход газа через сопло, полная температура и давление газа на входе, а также коэффициент скорости равны соответственно: $G_2 = 120$ кг/с, $T_T^* = 800$ К, $p_T^* = 170$ кПа, $\varphi_c = 0,98$. Определить площадь на выходе из сопла.
3. Определить полную температуру T_T^* и давление p_T^* газа в сечении за турбиной, если известны скорость истечения при полном расширении $c_c = 300$ м/с, статическая температура газа $T_c = 700$ К на выходе из сопла, атмосферное давление $p_n = 101,3$ кПа, коэффициент скорости $\varphi_c = 0,98$.
4. Определить расход газа через суживающееся сопло в САУ на земле, если известны площадь минимального сечения $F_c = 0,7$ м², скорость истечения $c_c = 500$ м/с и полная температура газа за турбиной $T_T^* = 800$ К.
5. Определить площадь выходного сечения сопла в САУ на высоте $H = 11$ км, если расход газа, статическая температура газа и приведенная скорость потока в этом сечении равны: $G_2 = 40$ кг/с, $T_c = 600$ К, $\lambda_c = 0,9$.

Камеры сгорания

Контрольные вопросы

1. Камеры сгорания: назначение, требования, предъявляемые к ним, основные параметры.
2. Основные понятия о процессе горения топлива.
3. Схемы основных камер сгорания и организация процесса горения в них. Типы устройств камер сгорания ГТД.
4. Уравнение теплового баланса для камеры сгорания (вывод формулы для q_T). Связь между q_T , α , Q_0 и $C_{уд}$.
5. Организация процесса горения в форсажных камерах.
6. Эксплуатационные характеристики камер сгорания ВРД. Потери полного давления в камерах сгорания.
7. Топлива ВРД.
8. Основные токсичные вещества, образующиеся в продуктах сгорания углеводородных топлив. Влияние основных конструктивных и режимных параметров на выход токсичных соединений.

Задачи

1. Определить часовой расход топлива (керосина) через двигатель, если известны расход воздуха через камеру сгорания $G_{в.к.с}=100$ кг/с, тепло, подведенное к 1 кг воздуха $Q_1=700$ кДж/кг, и полнота сгорания топлива $\eta_r=0,99$.
2. Определить расход топлива (керосина) через камеру сгорания, если известны расход воздуха через нее $G_{в.к.с}=50$ кг/с и коэффициент избытка воздуха $\alpha=2,5$.
3. Определить относительный расход топлива (керосина) в САУ на земле при $M_n=0$, если известны работа компрессора $L_k=450$ кДж/кг, температура газа перед турбиной $T_r^*=1500$ К и полнота сгорания $\eta_r=0,99$.
4. Определить полную температуру газа перед турбиной, если известны температура наружного воздуха $T_n=216$ К, скорость полета $V_n=3000$ км/ч, работа компрессора $L_k=500$ кДж/кг, полнота сгорания топлива (керосина) $\eta_r=0,99$ и коэффициент избытка воздуха $\alpha=2,2$.
5. Определить полную температуру газа перед турбиной, если полная температура воздуха за компрессором, полнота сгорания топлива, расход топлива (керосина) и воздуха через камеру сгорания равны соответственно: $T_k^*=750$ К, $\eta_r=0,99$, $G_T=8100$ кг/ч, $G_0=125$ кг/с.

2

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ ФОРСАЖНЫХ КАМЕР

ГТД как силовые установки летательных аппаратов служат для преобразования тепловой энергии топлива в полезную работу передвижения. Этот процесс для трех основных типов ГТД — ТРДД, ТРД и ТВД (ТВаД) — рассматривается в два этапа. Вначале анализируется преобразование тепловой энергии в механическую, т. е. двигатель рассматривается как тепловая машина (гл. 5), а затем — преобразование механической энергии в полезную работу передвижения летательного аппарата, т. е. двигатель рассматривается как движитель (гл. 6). В гл. 7 введены общие критерии эффективности двигателя, анализируется зависимость удельной тяги и этих критериев от параметров рабочего процесса, от внешних условий и от других факторов.

Газотурбинный двигатель как тепловая машина

В данной главе рассмотрен цикл с подводом тепла при $p = \text{const}$, по которому работают ТРДД, ТРД и ТВД (ТВаД); введены критерии эффективности ГТД как тепловой машины и проанализирована зависимость их от параметров цикла.

В рассматриваемом ТРДД (без смещения потоков и без форсажной камеры) подвод тепла осуществляется (цикл реализуется) во внутреннем контуре. Прделанный анализ и выводы по теме относятся к ТРД, ТВД (ТВаД) и внутреннему контуру ТРДД, которые для краткости именуется далее «Основным контуром ГТД».

§ 5.1. *i-s*-диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД

Рабочий процесс ГТД наглядно иллюстрирует *i-s*-диаграмма. Если на *i-s*-диаграмме провести линии $p = \text{const}$, $T = \text{const}$ ($i = \text{const}$) по значениям давления и температуры рабочего тела в характерных сечениях основного контура двигателя (см. рис. 1.1), то на пересечении получим точки, характеризующие состояние рабочего тела в этих сечениях. Соединив эти точки линиями, получим изображение цикла ГТД (контур *H-VX-K-G-T-C-H*, рис. 5.1), который состоит из следующих процессов: *H-VX* — динамическое сжатие воздуха в воздухозаборнике за счет скоростного напора набегающего потока (этот процесс совершается частично перед воздухозаборником); *VX-K* — механическое сжатие рабочего тела в компрессоре; *K-G* — подвод тепла к рабочему телу в камере сгорания; *G-T* — расширение газа в турбине; *T-C* — расширение газа в сопле; *C-H* — изобарический отвод тепла от струи горячих газов, вытекающих из двигателя, во внешнюю среду.

Если кроме точек, характеризующих статические параметры рабочего тела в различных сечениях проточной части, на рис. 5.1 нанести точки, характеризующие полные параметры, то по *i-s*-диаграмме можно определить:

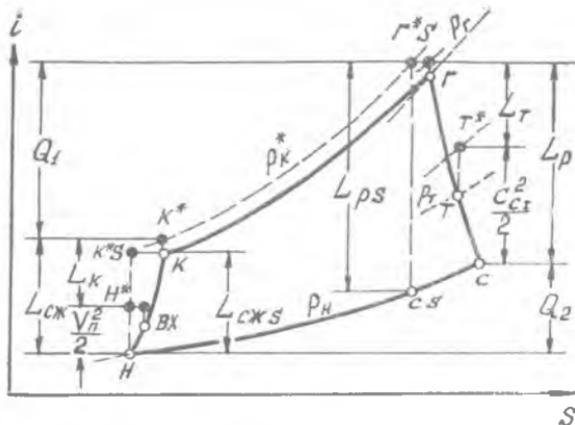


Рис. 5.1. i - s -диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД: \circ — статические параметры; \bullet — полные параметры

кинетическую энергию скорости полета

$$\frac{V_n^2}{2} = i_n^* - i_n;$$

удельную работу сжатия воздуха в компрессоре

$$L_K = i_K^* - i_n^*;$$

тепло, подведенное к рабочему телу в камере сгорания,

$$Q_1 = i_G^* - i_K^*;$$

удельную работу расширения газа в турбине

$$L_T = i_G^* - i_T^*;$$

кинетическую энергию газового потока, вытекающего из основного контура двигателя,

$$\frac{c_{cI}^2}{2} = i_T^* - i_c;$$

тепло, отведенное от рабочего тела в атмосферу,

$$Q_2 = i_c - i_n. \quad (5.1)$$

Удельные работы L_K и L_T называют работой компрессора и турбины.

Сложив величины $V_n^2/2$ и L_K , получим условную величину, которую называют суммарной работой сжатия [22].

$$L_{сж} = \frac{V_n^2}{2} + L_K = i_K^* - i_n. \quad (5.2)$$

Сложив величины L_T и $c_{cl}^2/2$, получим условную величину — суммарную работу расширения

$$L_p = L_T + \frac{c_{cl}^2}{2} = i_T^* - i_c. \quad (5.3)$$

Суммарным работам $L_{сж}$ и L_p соответствуют объединенные процессы: $H-K$ — сжатия воздуха в воздухозаборнике и компрессоре; $G-C$ — расширения газа в турбине и сопле.

Из рис. 5.1 следует, что

$$L_{сж} + Q_1 = L_p + Q_2. \quad (5.4)$$

Равенство (5.4) представляет собой, по существу, уравнение сохранения энергии.

По рассматриваемому циклу работают, как отмечалось, турбореактивный, двухконтурный и турбовинтовой (турбовальный) двигатели. Процесс подвода тепла в камере сгорания этих двигателей одинаков. Одинаков также и процесс отвода тепла в атмосферу. Не различаются эти двигатели и по характеру протекания процесса сжатия, хотя в воздухозаборнике он может протекать по-разному в зависимости от условий полета. На рис. 5.1 приведена i -диаграмма процесса сжатия для случая, когда скорость полета превышает скорость потока перед компрессором ($V_n > c_{вх}$), что соответствует большим дозвуковым или сверхзвуковым скоростям полета, характерным для ТРДД и ТРД (см. рис. 1.1). Если $V_n < c_{вх}$, например при работе двигателя на стенде, то в воздухозаборнике (между сечениями H и BX) вместо сжатия воздуха происходит его расширение, и поток разгоняется (рис. 5.2).

Процессы расширения газа в каждом из рассматриваемых двигателей имеют свои особенности. Они отличаются различным соотношением между работами расширения в турбине и сопле, чему на i - s -диаграмме соответствует различное положение точки T . Работа турбины ТРД примерно равна работе компрессора, а степень понижения давления π_T^* меньше степени повышения давления π_K^* (см. § 1.1). Поэтому давление за турбиной выше атмосферного, соответственно расположена точка T (см. рис. 5.1).

На турбовинтовом двигателе работа турбины больше работы компрессора (§ 1.2), давление за турбиной близко к атмосферному. Для этого типа двигателя точка T на i - s -диаграмме лежит близко к точке C . На турбовальном двигателе тяга сопла не используется, и выходное устройство выполняется обычно диффузорным, в нем происходит не расширение, а сжатие, $p_T < p_n$ и точка T на i - s -диаграмме лежит ниже точки C (рис. 5.3).

Работа турбины двухконтурного турбореактивного двигателя при прочих равных условиях больше L_T ТРД (часть работы

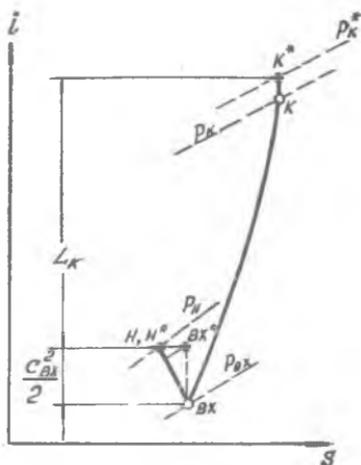


Рис. 5.2. $i-s$ -диаграмма рабочих процессов в воздухозаборнике и компрессоре ГТД при $V_n=0$

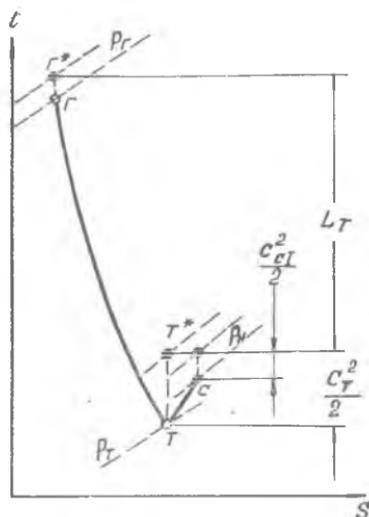


Рис. 5.3. $i-s$ -диаграмма рабочего процесса в турбине и выходном устройстве ТВаД при $p_T < p_n$

турбины передается вентилятору наружного контура), но меньше L_T ТВД. Поэтому точка T , отражающая параметры газа за турбиной ТРДД, занимает промежуточное положение, она тем ближе к точке T , характеризующей ТВД, чем выше степень двухконтурности.

§ 5. 2. Работа цикла ГТД

В термодинамике *работой цикла* называют полезно используемое тепло, т. е. разность между теплом, подведенным к 1 кг рабочего тела и отведенным от него. С учетом (5.4) можно записать:

$$L_e = Q_1 - Q_2 = L_p - L_{сж}. \quad (5.5)$$

Выражая L_p и $L_{сж}$ через кинетическую энергию потока и работу узлов согласно (5.3) и (5.2), получим:

$$L_e = \frac{c_{cI}^2}{2} - \frac{V_n^2}{2} + L_{тII}, \quad (5.6)$$

где $L_{тII} = L_T - L_K$ — внешняя (избыточная) работа турбины.

Как видно из (5.6), работа цикла ГТД в общем случае складывается из приращения кинетической энергии рабочего

тела, проходящего через основной контур двигателя, и механической работы $L_{\text{тп}}$.

В ТРДД внешняя работа турбины передается в наружный, II, контур, а в ТВД — на винт. Внешняя работа турбины ТРД равна нулю (механическая работа от двигателя не отводится), и полезное тепло, численно равное работе цикла, идет на приращение кинетической энергии рабочего тела.

Необходимо подчеркнуть, что для ТРДД все величины, входящие в уравнение (5.6), отнесены к 1 кг рабочего тела, проходящего через основной (внутренний) контур.

Выразим работу цикла через параметры рабочего процесса, для чего реальные работы $L_{\text{сж}}$ и $L_{\text{р}}$ в формуле (5.5) выразим через изэнтропные (см. рис. 5.1), чтобы затем отношения температур по изэнтропе выразить через отношение давлений.

Отношение изэнтропной работы сжатия к реальной называют *суммарным КПД процесса сжатия* [22]:

$$\eta_{\text{сж}} = \frac{L_{\text{сжс}}}{L_{\text{сж}}}.$$

Он показывает, какую долю от реальной работы $L_{\text{сж}}$ составляет изэнтропная работа, затраченная на сжатие воздуха без потерь при одинаковой степени повышения давления в обоих случаях, и оценивает потери в процессе сжатия воздуха в воздухозаборнике и компрессоре. Величина к.п.д. $\eta_{\text{сж}}$ зависит от степени совершенства воздухозаборника и компрессора, скорости полета и от суммарной степени повышения давления и может изменяться в широких пределах. Для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета $\eta_{\text{сж}} = 0,75 \dots 0,85$.

Отношение реальной работы расширения к изэнтропной называют *суммарным к.п.д. расширения*:

$$\eta_{\text{р}} = \frac{L_{\text{р}}}{L_{\text{рс}}},$$

с его помощью учитываются потери при расширении газа в камере сгорания, турбине и сопле. Величина к.п.д. $\eta_{\text{р}}$ зависит от суммарной степени понижения давления, степени совершенства камеры сгорания, турбины и сопла, а также от соотношения величин, характеризующих работу этих узлов, и изменяется обычно в пределах $\eta_{\text{р}} = 0,85 \dots 0,95$.

Выражая реальную работу, затраченную на сжатие и расширение, через изэнтропную, а изэнтропную — через температуру начала и конца процесса и подставляя эти выражения в уравнение (5.5), имеем

$$L_e = c_{p2}(T_{\Gamma}^* - T_{\text{сs}})\eta_{\text{р}} - c_p(T_{\text{кс}}^* - T_{\text{н}})\frac{1}{\eta_{\text{сж}}}.$$

Если вынести T_{Γ}^* и T_{H} за скобки, то с учетом уравнения изэнтропы получим

$$L_e = c_{p2} T_{\Gamma}^* (1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\kappa_2}) \eta_{\text{P}} - c_p T_{\text{H}} (\pi_{\Sigma}^{\kappa} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}, \quad (5.7)$$

где $\pi_{\Sigma} = p_{\text{к}}^*/p_{\text{H}}$ — суммарная степень повышения (понижения) давления в цикле, равная произведению степеней повышения давления во входном устройстве и компрессоре,

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\text{V}} \sigma_{\text{ВХ}} \pi_{\text{к}\Sigma}. \quad (5.8)$$

В уравнении (5.7) показатель адиабаты κ_2 и удельная теплоемкость газа c_{p2} зависят от состава рабочего тела и его температуры.

Введем в (5.7) поправочный коэффициент, учитывающий изменение свойств рабочего тела [22]:

$$a = \frac{c_{p2} \left(1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\kappa_2} \right)}{c_p \left(1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\kappa} \right)}.$$

Получим:

$$L_e = c_p T_{\Gamma}^* (1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\kappa}) \eta_{\text{P}} a - c_p T_{\text{H}} (\pi_{\Sigma}^{\kappa} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}. \quad (5.7, \text{a})$$

При расчете коэффициента a величины c_p и κ принимались постоянными, что облегчает последующий анализ уравнения (5.7, а). Значение поправочного коэффициента зависит от температуры газа перед турбиной и от суммарной степени повышения давления (рис. 5.4). Он незначительно отличается от единицы и далее при анализе уравнения (5.7, а) не учитывается.

Из полученного уравнения видно, что работа цикла зависит от величин: T_{Γ}^* , π_{Σ} , T_{H} , $\eta_{\text{сж}}$ и η_{P} , которые называются параметрами рабочего процесса. (Температуру газа перед турбиной и суммарную степень повышения давления называют также параметрами цикла). Она не зависит от давления наружного воздуха. С изменением скорости полета изменя-

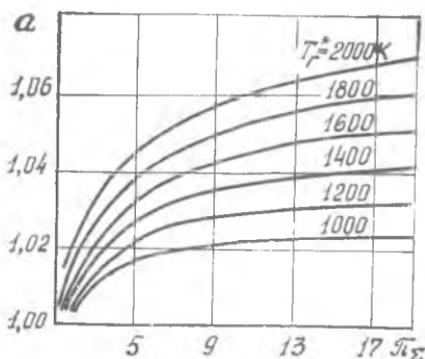


Рис. 5.4. Зависимость поправочного коэффициента a от температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления

ется степень повышения давления π_v и, следовательно, π_u . Поэтому работа цикла от скорости полета зависит.

При одинаковых параметрах цикла, постоянной температуре наружного воздуха и одинаковых к.п.д. $\eta_{сж}$ и η_p (для трех основных типов ГТД) работа цикла этих двигателей одинакова:

$$L_{eTRD} = L_{eTRDD} = L_{eTVД}.$$

§ 5.3. Зависимость работы цикла от его параметров

Проанализируем зависимость работы цикла сначала от температуры газа перед турбиной, а затем от суммарной степени повышения давления при условии, что T_n , $\eta_{сж}$ и η_p постоянны.

5.3.1. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной

Пусть температура газа перед турбиной изменяется при $\pi_u = \text{const}$. Из уравнения (5.7, а) следует, что с увеличением температуры T_r^* работа расширения газа увеличивается пропорционально этой температуре, а работа сжатия от нее не зависит. Поэтому работа цикла изменяется по T_r^* линейно (рис. 5.5).

При снижении T_r^* работа цикла уменьшается и при некоторой минимальной температуре $T_{r\text{ min}}^*$ обращается в нуль. Используя уравнение (5.7, а), из условия $L_e = 0$ получаем выражение для $T_{r\text{ min}}^*$:

$$T_{r\text{ min}}^* = T_n \pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \frac{1}{a \eta_{сж} \eta_p} = \frac{T_{кд}^*}{a \eta_{сж} \eta_p}. \quad (5.9)$$

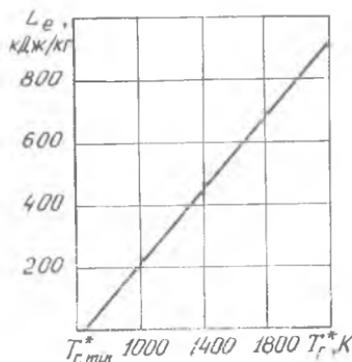


Рис. 5.5. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной при $\pi_u = 25$, $T_n = 216$ К, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$

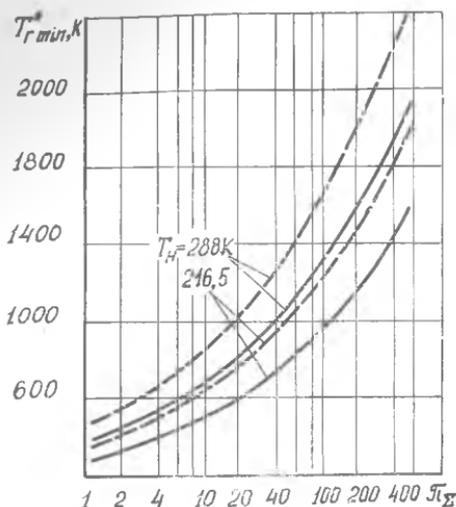


Рис. 5.6. Зависимость температуры $T_{Г min}^*$ от суммарной степени повышения давления при различных значениях T_n ; $\eta_{сж} = 0,75$, $\eta_p = 0,83$ (---) и $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$ (—)

Сопоставление полученного выражения с (5.9) показывает, что для реального цикла минимальная температура газа перед турбиной выше температуры воздуха за компрессором, следовательно, тепло к рабочему телу подводится, т. е. $Q_{1min} > 0$. Так как работа цикла при этом равна нулю, все подведенное тепло идет на преодоление гидравлических потерь и отводится от двигателя с выхлопными газами.

Из (5.9) следует, что $T_{Г min}^*$ зависит от суммарной степени повышения давления, величины T_n и от потерь в цикле (рис. 5.6).

5.3.2. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления

Рассмотрим зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления при условии, что другие параметры, от которых зависит величина L_c , неизменны. Для этого представим уравнение (5.7, а) в виде

$$L_e = c_p T_n \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_p \left[\frac{T_{Г}^*}{T_n} a - \pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \frac{1}{\eta_{сж} \eta_p} \right]. \quad (5.7, б)$$

Из (5.7, б) следует, что работа цикла равна нулю в двух случаях: при $\pi_{\Sigma} = 1$ и при

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma пр} = \left(\frac{T_{Г}^*}{T_n} a \eta_{сж} \eta_p \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (5.9, а)$$

Для идеального цикла, при отсутствии гидравлических потерь в процессах сжатия и расширения ($\eta_{сж} = \eta_p = 1$), $T_{Г min}^* = T_{кs}^*$. Следовательно, работа цикла равна нулю, когда температура газа перед турбиной равна температуре воздушного потока за компрессором и тепло к рабочему телу не подводится ($Q_{1min} = 0$).

Сравним величины $T_{Г min}^*$ и $T_{к}^*$ для реального цикла. Используя уравнение (5.2), выразим температуру $T_{к}^*$ через параметры рабочего процесса:

$$T_{к}^* = T_n + T_n \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}},$$

откуда

$$T_{к}^* = T_{к, s}^* / \eta_{сж} - T_n (1 / \eta_{сж} - 1).$$

В первом случае давление в камере сгорания равно атмосферному, отсутствует перепад давления при расширении газа и рабочее тело неработоспособно, хотя тепло к газу подводится. Во втором случае работоспособность газа высокая (большой перепад давления в процессе расширения), но подведенного тепла хватает только на преодоление потерь. Это объясняется тем, что суммарная степень повышения давления достигает предельного значения $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, при котором заданная температура становится минимальной $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{min}}^*$, цикл вырождается. Это очевидно, если из уравнения (5.9, а) выразить T_{Γ}^* через $\pi_{\Sigma \text{пр}}$.

Так как работа цикла обращается в нуль при двух значениях π_{Σ} (рис. 5.7), а величина L_e всегда положительна, то она должна иметь максимум. Для определения максимума функции $L_e = f(\pi_{\Sigma})$ и соответствующего оптимального значения $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ представим уравнение (5.7, а) в следующем виде:

$$L_e = c_p T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e}\right) \eta_p a - c_p T_{\text{H}} (e - 1) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}, \quad \text{где } e = \frac{\kappa - 1}{\pi_{\Sigma}^{\kappa}}.$$

Если найти производную

$$\frac{\partial L_e}{\partial e} = \frac{c_p T_{\Gamma}^* \eta_p a}{e^2} - \frac{c_p T_{\text{H}}}{\eta_{\text{сж}}}$$

и приравнять ее к нулю, то получим

$$e_{\text{opt}} = \sqrt{(T_{\Gamma}^*/T_{\text{H}}) a \eta_{\text{сж}} \eta_p}.$$

Откуда

$$\pi_{\Sigma \text{opt}} = \sqrt{\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{H}}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} a \eta_{\text{сж}} \eta_p} = \sqrt{\pi_{\Sigma \text{пр}}}. \quad (5.10)$$

Оптимальная степень повышения давления, как и величина $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, является функцией степени повышения температуры рабочего тела $T_{\Gamma}^*/T_{\text{H}}$ и потерь в цикле. Чем больше подведено тепла и меньше потери, тем больше величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ (рис. 5.8).

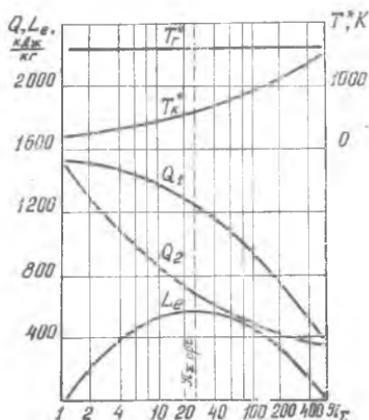


Рис. 5.7. Зависимость работы цикла и определяющих ее параметров от суммарной степени повышения давления при $T_{\text{H}} = 216,5 \text{ К}$, $\eta_{\text{сж}} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$

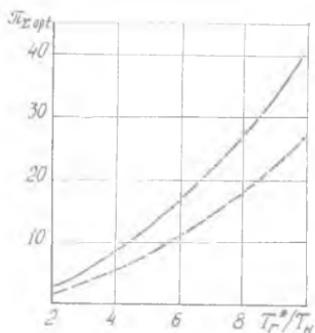


Рис. 5.8. Зависимость оптимальной степени повышения давления от степени повышения температуры рабочего тела при разных потерях: $\eta_{сж} = 0,75$, $\eta_p = 0,83$ (---) и $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$ (—)

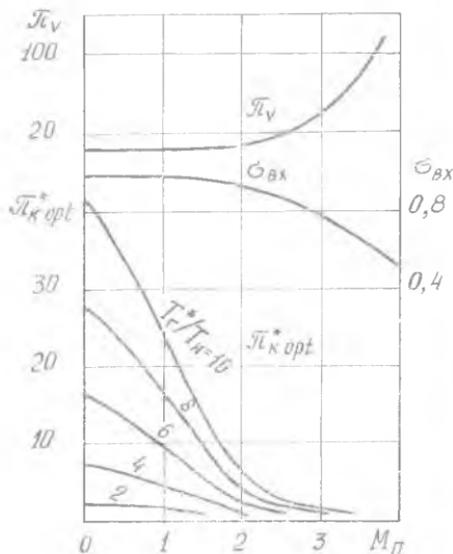


Рис. 5.9. Зависимость оптимальной степени повышения давления в компрессоре от числа $M_{п}$ при $T_r^*/T_H = \text{var}$ ($\eta_{сж} = 0,85$; $\eta_p = 0,93$)

Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ не зависит от скорости полета.

Оптимальной суммарной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$, согласно (5.8), соответствует оптимальная степень повышения давления компрессора $\pi_{к \text{opt}}^* = \pi_{\Sigma \text{opt}} / \pi_V \sigma_{вх}$, которая зависит от скорости полета. С увеличением $V_{п}$ (числа $M_{п}$) степень повышения давления в воздухозаборнике $\pi_V \sigma_{вх}$ повышается, а величина $\pi_{к \text{opt}}^*$ снижается (рис. 5.9).

Итак, с увеличением π_{Σ} работа цикла сначала возрастает, достигая максимума, а затем снижается. Возникновение максимума работы цикла объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела (ростом избыточного давления в камере сгорания, что приводит к уменьшению потерь тепла Q_2) и одновременным снижением количества подведенного тепла Q_1 вследствие повышения температуры воздуха за компрессором (см. рис. 5.7). Вначале, при малых значениях π_{Σ} , преобладает влияние первого фактора, а затем — второго.

Заметим, что снижение работы цикла до нуля при $T_r^* = T_{г \text{min}}^*$ (см. рис. 5.5) и при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{гп}}$ (см. рис. 5.7) имеет

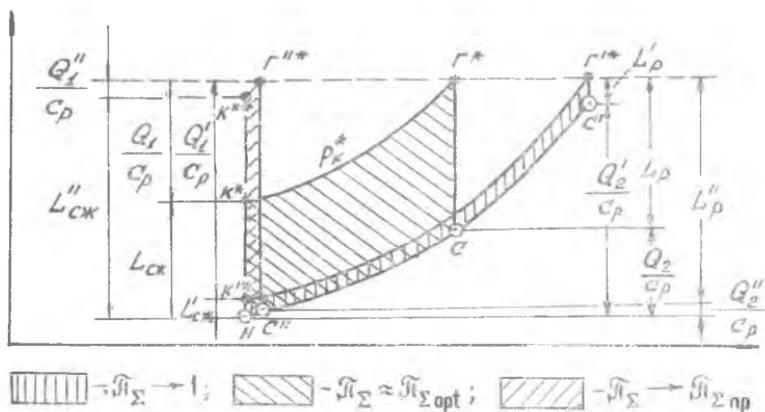


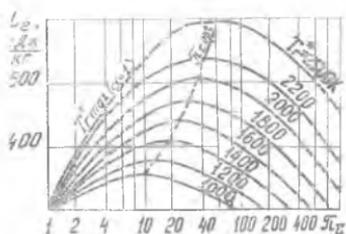
Рис. 5.10. Влияние суммарной степени повышения давления на работу идеального цикла

одинаковый физический смысл. В обоих случаях цикл вырождается вследствие уменьшения количества тепла, подведенного к рабочему телу. В первом случае теплоподвод уменьшается из-за снижения температуры газа перед турбиной, а во втором — из-за увеличения температуры воздуха на выходе из компрессора.

Влияние суммарной степени повышения давления на работу идеального цикла наглядно показано на T - s -диаграмме, где площадь, ограниченная контуром цикла, эквивалентна работе (рис. 5.10).

Проведенный анализ показывает, что для значительного увеличения работы цикла необходимо изменять не только температуру газа перед турбиной, но и суммарную степень повышения давления. Например, с увеличением температуры T_{Γ}^* от 1000 до 2000 К оптимальная степень повышения давления $\pi_{\text{доп}}$ увеличивается от 10 до 40, что приводит к увеличению максимальной работы цикла от 210 до 830 кДж/кг, т. е. в 4 раза (рис. 5.11).

Рис. 5.11. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления при различных температурах газа перед турбиной ($T_{\text{н}} = 216,5$ К, $\eta_{\text{сж}} = 0,85$ и $\eta_{\text{п}} = 0,93$)



§ 5.4. Эффективный к. п. д.

Эффективным к.п.д. газотурбинного двигателя называют отношение работы цикла L_e к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива Q_0 :

$$\eta_e = L_e / Q_0.$$

Он показывает, какая часть располагаемой энергии топлива преобразуется в полезную работу и, следовательно, характеризует двигатель как тепловую машину.

Располагаемая энергия внесенного в двигатель топлива Q_0 , приходящегося на 1 кг воздуха, связана с теплом Q_1 , подведенным к 1 кг воздуха, через коэффициент полноты сгорания топлива:

$$Q_1 = \eta_r Q_0.$$

Поэтому

$$\eta_e = \eta_r \frac{L_e}{Q_1}. \quad (5.11)$$

Умножим числитель и знаменатель полученной формулы на L_{es} (работа идеального цикла) и, пренебрегая различием Q_1 и Q_{1s} (тепло, подведенное в действительном и идеальном циклах), представим (5.11) в приближенном виде:

$$\eta_e \approx \eta_r \eta_t \eta_{r1}, \quad (5.12)$$

где $\eta_t = L_{es} / Q_{1s}$ — термический к. п. д. идеального цикла;

$\eta_{r1} = L_e / L_{es}$ — коэффициент гидравлических потерь в основном контуре двигателя.

Термический к.п.д. показывает, какую часть от подведенного тепла составляет работа идеального цикла. Он учитывает потери тепла Q_{2s} , обусловленные несовершенством идеального цикла Брайтона ($p = \text{const}$).

Если в формулу $\eta_t = 1 - Q_{2s} / Q_{1s}$ подставить Q_{1s} и Q_{2s} , выраженные через параметры цикла,

$$Q_{1s} = c_p (T_r^* - T_n \pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}); \quad Q_{2s} = c_p (T_r^* / \pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - T_n),$$

то получим

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}. \quad (5.13)$$

Из (5.13) видно, что термический к.п.д. однозначно определяется суммарной степенью повышения давления в цикле.

Коэффициент гидравлических потерь η_{r1} показывает, какую часть от идеальной работы цикла составляет эффективная (ре-

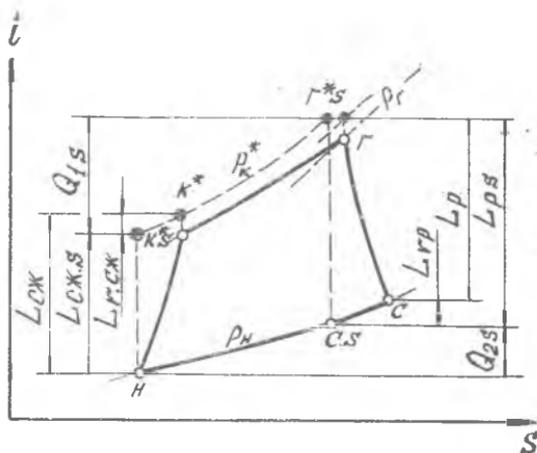


Рис. 5.12. К сравнению идеального (---) и реального (—) циклов ГТД

альная) работа цикла. Он учитывает работу, затраченную на преодоление гидравлических и газодинамических потерь в процессах сжатия, подвода тепла и расширения, $L_{rI} = L_{rcж} + L_{rp}$ (рис. 5.12):

$$\eta_{rI} = 1 - \frac{L_{rI}}{L_{es}}. \quad (5.14)$$

Эффективный к.п.д., как следует из определения, является термическим к.п.д. реального цикла. Однако в отличие от термического к.п.д., им учитываются не только тепловые потери идеального цикла Q_{2s} (см. рис. 5.12), но и потери от неполного сгорания топлива, гидравлические и газодинамические потери в процессах сжатия, подвода тепла и расширения. Как следует из (5.11), эффективный к.п.д. зависит от тех же параметров, от которых зависит работа цикла, и, кроме того, — от коэффициента полноты сгорания топлива.

При одинаковых параметрах рабочего процесса и одинаковом уровне потерь три основных типа ГТД не отличаются друг от друга по величине работы цикла и подведенного тепла. Следовательно, они не отличаются и по эффективному к.п.д.:

$$\eta_{eТРД} = \eta_{eТРДД} = \eta_{eТВД}.$$

§ 5.5. Зависимость эффективного к. п. д. от параметров цикла

Проанализируем зависимость η_e , как и L_e , сначала от T_{r*} , затем от π_{Σ} при постоянных значениях T_n , $\eta_{сж}$, η_r и, кроме того, при $\eta_r = \text{const}$.

Зависимость эффективного к.п.д. от температуры газа перед турбиной. Рассмотрим ее при $\pi_{\Sigma} = \text{const}$.

Если $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{ min}}^*$, то работа цикла равна нулю, а Q_1 больше нуля. Следовательно, согласно уравнению (5.11), эффективный к.п.д. также равен нулю. В этом случае все подведенное тепло идет на преодоление потерь.

С ростом T_{Γ}^* работа цикла и коэффициент гидравлических потерь η_{rI} увеличиваются, так как уменьшается отношение L_{rI}/L_{es} (5.14), что приводит к увеличению эффективного к.п.д.

Если T_{Γ}^* стремится к бесконечности, то η_{rI} стремится к пределу, равному величине к.п.д. процесса расширения, а η_e стремится к произведению трех величин: термического к.п.д., к.п.д. процесса расширения и коэффициента полноты сгорания топлива (рис. 5.13).

Зависимость эффективного к.п.д. от суммарной степени повышения давления. Проанализируем эту зависимость при условии, что все остальные величины, от которых зависит η_e , постоянны.

При $\pi_{\Sigma} = 1$ и $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{ пр}}$ эффективный к.п.д. равен нулю, так как работа цикла равна нулю, а подведенное тепло $Q_1 > 0$. Следовательно, в диапазоне значений π_{Σ} от 1 до $\pi_{\Sigma \text{ пр}}$ к.п.д. должен иметь максимум.

В указанном диапазоне эффективный к.п.д. изменяется в соответствии с изменением произведения $\eta_t \eta_{rI}$. С увеличением суммарной степени повышения давления термический к.п.д. монотонно увеличивается (рис. 5.14). Коэффициент гидравлических потерь изменяется так же, как и работа цикла [см. формулу (5.14), в которой величину L_{rI} с некоторыми допущениями можно принять постоянной] и имеет максимум при оптимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{ оп } 1}$.

С повышением π_{Σ} от 1 до $\pi_{\Sigma \text{ оп } 1}$ эффективный к.п.д. увеличивается, так как увеличиваются термический к.п.д. и коэффициент гидравлических потерь. В диапазоне значений π_{Σ} , близких к $\pi_{\Sigma \text{ оп } 1}$, эффективный к.п.д. продолжает расти вследствие повышения термического к.п.д., при этом величина η_{rI} сохраняется примерно постоянной. Максимум он достигает при условии

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \pi_{\Sigma}} = - \frac{\partial \eta_{rI}}{\partial \pi_{\Sigma}}$$

Таким образом, степень повышения давления π'_{Σ} , при которой эффективный к.п.д. становится максимальным, больше величины $\pi_{\Sigma \text{ оп } 1}$. При дальнейшем повышении π_{Σ} в диапазоне от π'_{Σ} до $\pi_{\Sigma \text{ пр}}$ к.п.д. η_e снижается из-за уменьшения коэффициента гидравлических потерь.

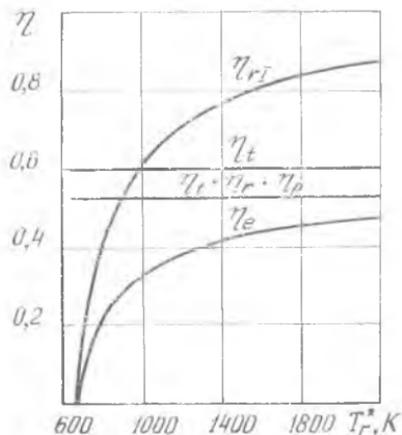


Рис. 5.13. Зависимость коэффициента гидравлических потерь и эффективного к. п. д. от температуры газа перед турбиной ($\pi_{\Sigma} = 25$, $T_{\text{н}} = 216,5$ К)

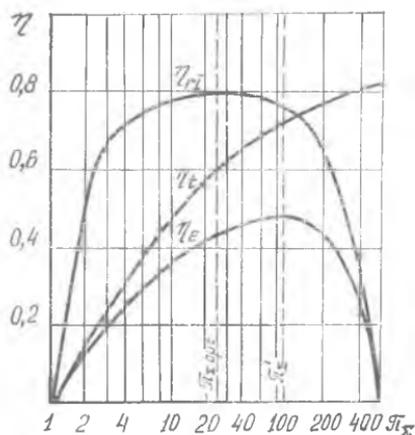


Рис. 5.14. Зависимость термического к. п. д., коэффициента гидравлических потерь и эффективного к. п. д. от суммарной степени повышения давления ($T_{\text{г}} = 1600$ К, $T_{\text{н}} = 216,5$ К)

Наличие максимума эффективного к.п.д. объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела с увеличением π_{Σ} (ростом термического к.п.д.) и уменьшением коэффициента гидравлических потерь вследствие снижения количества подведенного тепла при высоких значениях суммарной степени повышения давления. В конечном счете возникновение максимума эффективного к.п.д. объясняется влиянием факторов, которые обуславливают максимум работы цикла.

Величина π_{Σ} , как и $\pi_{\Sigma, \text{opt}}$, зависит от степени повышения температуры $T_{\text{г}}^*/T_{\text{н}}$ и от потерь в цикле. С увеличением температуры газа перед турбиной от 1000 до 2000 К величина π_{Σ} увеличивается от 20 до 150 (рис. 5.15), что в 2—4 раза превышает опти-

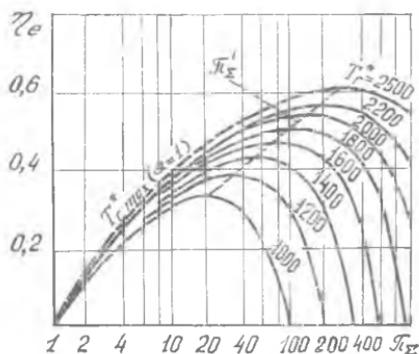


Рис. 5.15. Зависимость эффективного к. п. д. от суммарной степени повышения давления при различных температурах газа перед турбиной ($T_{\text{н}} = 216,5$ К, $\eta_{\text{сж}} = 0,85$, $\eta_{\text{п}} = 0,93$ и $\eta_{\text{т}} = 0,98$)

мальную степень повышения давления π_{opt} . В результате максимальный эффективный к.п.д. увеличивается от 0,33 до 0,53.

Как отмечалось, зависимость эффективного к.п.д. и работы цикла от суммарной степени повышения давления и температуры газа перед турбиной ограничена предельной степенью повышения давления и, кроме того, максимальной температурой T_{rmax}^* , соответствующей стехиометрическому сгоранию топлива (штриховые линии на рис. 5.15 и 5.11). Штриховые линии соответствуют максимально возможному теплоподводу и, следовательно, предельным возможностям воздушно-реактивного двигателя, работающего по циклу с подводом тепла при $p = \text{const}$ и с использованием керосина в качестве топлива.

Выводы по теме: «Газотурбинный двигатель как тепловая машина»

1. Газотурбинный двигатель как тепловая машина характеризуется работой цикла и эффективным к.п.д., которые зависят от следующих параметров рабочего процесса: T_{r}^* , π_{Σ} , $T_{\text{н}}$, $\eta_{\text{сж}}$, $\eta_{\text{р}}$, $\eta_{\text{т}}$.

2. Повышение температуры T_{r}^* приводит к монотонному увеличению работы цикла, что объясняется увеличением количества подведенного к рабочему телу тепла. Одновременно увеличивается эффективный к.п.д. вследствие уменьшения доли гидравлических потерь от тепла, внесенного в двигатель с топливом.

3. Работа цикла и эффективный к.п.д. имеют максимум по суммарной степени повышения давления, что объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом термического к.п.д. с увеличением π_{Σ} и одновременным уменьшением количества подведенного тепла.

4. Оптимальная степень повышения давления π_{opt} , соответствующая максимуму работы цикла, и степень повышения давления π_{Σ}^* , соответствующая максимуму эффективного к.п.д., зависят от степени повышения температуры в цикле $T_{\text{r}}^*/T_{\text{н}}$ (т. е. главным образом от температуры газа перед турбиной) и величины гидравлических потерь. При увеличении $T_{\text{r}}^*/T_{\text{н}}$ и снижении потерь π_{opt} и π_{Σ}^* увеличиваются: π_{Σ}^* в 2—4 раза превышает π_{opt} . Оптимальная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{кopt}}^*$ (и соответственно $\pi_{\text{к}}^*$) зависит, кроме того, от скорости полета, уменьшаясь с ее увеличением.

5. Для значительного увеличения работы цикла и эффективного к.п.д. необходимо одновременно увеличивать температуру газа перед турбиной и суммарную степень повышения давления. Максимальным температурам $T_{\text{r}}^* = 1500 \dots 1700 \text{ K}$ и сте-

нениям повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 30 \dots 40$ в условиях высотного полета при дозвуковой скорости соответствуют работа цикла $L_e = 500 \dots 600$ кДж/кг и эффективный к.п.д. $\eta_e \approx 0,5$.

6. Три основных типа ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД) при одинаковых параметрах рабочего процесса как тепловые машины не отличаются друг от друга.

Контрольные вопросы

1. Чем отличаются друг от друга диаграммы рабочего процесса ТРД, ТРДД и ТВД, а также величины Q_1 и Q_2 , L_p и $L_{сж}$, L_k и L_t , $c_{с1}^2/2$, статические и полные параметры в сечениях H , BX , K , G , T , C , если параметры рабочего процесса этих двигателей одинаковы?

2. Объясните физический смысл работы цикла ГТД? Чем отличается работа цикла ТРДД и ТВД от работы цикла ТРД?

3. От каких параметров зависит работа цикла ГТД (вывод формулы)? Различаются ли ТРД, ТРДД и ТВД по величине работы цикла?

4. Как и почему работа цикла ГТД зависит от температуры газа перед турбиной? Объясните физический смысл минимальной температуры $T_{гmin}^*$, от каких факторов она зависит и как?

5. Как и почему работа цикла ГТД зависит от суммарной степени повышения давления рабочего тела?

6. Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma opt}$, от каких факторов она зависит и как?

7. Эффективный к. п. д. ГТД. Чем он отличается от термического к. п. д., от каких параметров зависит и как?

8. Как и почему эффективный к. п. д. ГТД зависит от температуры газа перед турбиной?

9. Как и почему эффективный к. п. д. ГТД зависит от суммарной степени повышения давления рабочего тела?

10. Сформулируйте основные выводы по теме «Газотурбинный двигатель как тепловая машина».

Задачи

1. Определить полную температуру T_k^* за компрессором для идеального и реального двигателей в стандартных атмосферных условиях на земле, если суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 35$, к. п. д. сжатия $\eta_{сж} = 0,83$.

2. Определить температуру газа T_c на выходе из двигателя для идеального и реального ГТД, если полная температура газа на входе в турбину $T_{г}^* = 1700$ К, суммарная степень понижения давления $\pi_{\Sigma} = 34$, к. п. д. расширения $\eta_p = 0,92$.

3. Определить суммарную степень повышения давления π_{Σ} ГТД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если работа цикла $L_e = 540$ кДж/кг, работа расширения $L_p = 1020$ кДж/кг, к. п. д. процесса сжатия $\eta_{сж} = 0,84$.

4. Определить полную температуру газа перед турбиной ГТД, если работа цикла $L_e = 430$ кДж/кг, работа сжатия $L_{сж} = 610$ кДж/кг, суммарная степень понижения давления $\pi_{\Sigma} = 32$, к. п. д. процесса расширения $\eta_p = 0,94$.

5. Определить работу цикла L_e ГТД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если полная температура газа перед турбиной $T_{г}^* = 1600$ К, работа сжатия $L_{сж} = 480$ кДж/кг, тепло, отданное в атмосферу, $Q_2 = 605$ кДж/кг.

6. Определить идеальную и реальную работу цикла ТРД, ТРДД и ТВД при работе двигателя в стандартных атмосферных условиях на земле, если полная температура газа перед турбиной $T_T^* = 1700$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 40$, к. п. д. процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$.

7. Определить эффективный к. п. д. ТРД, ТРДД и ТВД при их работе в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км, если полная температура газа перед турбиной $T_T^* = 1700$ К, суммарная работа сжатия $L_{сж} = 480$ кДж/кг, тепло, отданное в атмосферу, $Q_2 = 655$ кДж/кг, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_c = 0,98$.

Силовая установка с газотурбинным двигателем как движитель

Авиационная силовая установка является движителем, в котором создается сила, необходимая для передвижения летательного аппарата. Движитель служит, таким образом, для преобразования полученной в цикле работы в полезную работу передвижения.

Различают винтовые и струйные движители. К первым относится винт ТВД, ко вторым — ТРД и ТРДД.

ТВД является примером раздельного выполнения тепловой машины и движителя (под ТВД будем понимать двигательную установку, состоящую из турбовинтового двигателя и винта). Для случая ТРД тепловая машина является одновременно и движителем. Внутренний (основной) контур ТРДД также выполняет роль тепловой машины и движителя, но, кроме того, движителем служит специально для этой цели созданный наружный контур.

Несмотря на перечисленные различия, процессы, протекающие в движителях авиационных силовых установок, подчиняются общим закономерностям, которые и будут рассмотрены в этой главе. В ней приведены формулы удельной тяги, введены критерии эффективности движителя и проанализированы зависимости удельной тяги и этих критериев от параметров движителя.

§ 6.1. Тяга движителя

Тягой называется реактивная сила, которая развивается движителем в результате его взаимодействия с рабочим телом. Тяга возникает вследствие того, что движитель отбрасывает рабочее тело в сторону, противоположную полету, действуя на него с определенной силой. С такой же силой, но противоположно направленной, рабочее тело воздействует на движитель, образуя реактивную силу (тягу).

Тяга рассчитывается с помощью теоремы импульсов, согласно которой изменение полного импульса потока рабочего тела, проходящего через замкнутый контур, равно равнодействующей

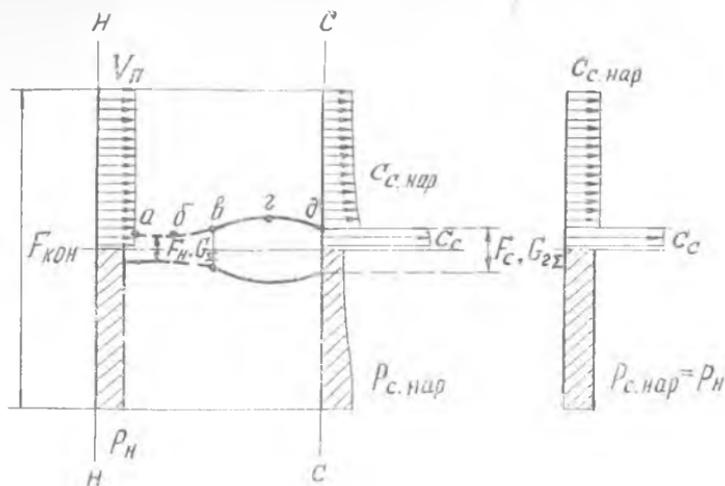


Рис. 6.1. Распределение давления и скорости потока в характерных сечениях контура

щей всех внешних сил, приложенных к объему рабочего тела, заключенного в этом контуре.

На рис. 6.1 показан замкнутый контур, который образован двумя сечениями, расположенными перпендикулярно потоку (сечением $N-N$ невозмущенного потока перед двигателем и сечением $C-C$ на выходе из двигателя), и цилиндрической поверхностью, расположенной на достаточно большом расстоянии от двигателя. Сечение $N-N$ и цилиндрическая поверхность выбираются на таком расстоянии от двигателя, на каком параметры потока можно считать невозмущенными: давление равно атмосферному, а скорость потока равна скорости полета (двигатель предполагается неподвижным, а воздух — движущимся со скоростью полета).

Для выбранного контура теорема импульсов может быть записана следующим образом:

$$P_{\text{эф}} = \Phi_c - \Phi_n. \quad (6.1)$$

Здесь Φ — полный импульс потока в данном сечении,

$$\Phi = \int_0^G cdG + \int_0^F pdF. \quad (6.2)$$

В уравнении (6.1) $P_{\text{эф}}$ — эффективная тяга (реактивная сила, которая направлена против направления движения потока). Она представляет собой равнодействующую всех сил, приложенных к внутренним и внешним поверхностям двигателя.

Если в (6.1) полный импульс в сечениях $C—C$ и $H—H$ выразить отдельно для внутреннего потока, проходящего через движитель, и для наружного потока, обтекающего его, то

$$P_{\text{эф}} = (\Phi_c - \Phi_n)_{\text{вн}} + (\Phi_c - \Phi_n)_{\text{нар.}}$$

Обозначив изменение полного импульса для внутреннего и наружного потоков через P' и X' , запишем:

$$P_{\text{эф}} = P' + X'. \quad (6.1,а)$$

Согласно теореме импульсов, $P' = (\Phi_c - \Phi_n)_{\text{вн}}$ — результирующая всех сил, действующих на контур $abvгd$ со стороны внутреннего потока; $X' = (\Phi_c - \Phi_n)_{\text{нар}}$ — результирующая всех сил, действующих на тот же контур со стороны наружного потока.

Силы действия потока на контур складываются из сил нормального давления рабочего тела на этот контур и тангенциальных сил трения. Проекции этих сил на ось движителя определяются по уравнению импульсов, так как изменение полного импульса рассматривается только в направлении оси движителя (радиальные составляющие этих сил уравновешиваются, так как поток осесимметричный).

Пользуясь формулой (6.2), выразим реактивные силы P' и X' через параметры потока:

$$P' = \int_0^{G_z} c_c dG_z + \int_0^{F_c} p_c dF - G_{z\text{н}} V_{\text{п}} - F_{\text{н}} p_{\text{н}};$$

$$X' = \int_0^{G_{\text{нар}}} c_{c.\text{нар}} dG_{\text{нар}} + \int_{F_c}^{F_{\text{кон}}} p_{c.\text{нар}} dF_{\text{нар}} - G_{\text{нар}} V_{\text{п}} - (F_{\text{кон}} - F_{\text{н}}) p_{\text{н}}.$$

Заменяя истинные значения скорости и давления в сечении $C—C$ их осредненными значениями (см. рис. 6.1) и предполагая, что среднее давление в сечении $C—C$ для наружного потока равно атмосферному, получаем:

$$P' = G_{z\text{н}} c_c + F_c p_c - G_{z\text{н}} V_{\text{п}} - F_{\text{н}} p_{\text{н}}; \quad (6.1,б)$$

$$X' = G_{\text{нар}} (c_{c.\text{нар}} - V_{\text{п}}) + F_{\text{н}} p_{\text{н}} - F_c p_{\text{н}}. \quad (6.1,в)$$

Сила P' положительна, а X' — отрицательна, т. е. направлена по движению потока. Причем величина $p_{\text{н}}(F_{\text{н}} - F_c)$ представляет собой проекцию на ось двигателя силы атмосферного давления, действующего на контур $abvгd$ со стороны наружного потока.

Подставляя уравнения (6.1, б) и (6.1, в) в формулу (6.1, а), получаем $P_{\text{эф}} = G_{z\text{н}} (c_c v_c - V_{\text{п}}) + F_c (p_c - p_{\text{н}}) + G_{\text{нар}} (c_{c.\text{нар}} - V_{\text{п}})$, где $v_c = G_{z\text{н}}/G_{z\text{н}}$ — коэффициент изменения массы рабочего тела между сечениями H и C .

В полученном уравнении обозначим:

$$P = G_{\Sigma} (c_c v_c - V_{п}) + F_c (p_c - p_{п}), \quad (6.3)$$

$$X = G_{нар} (c_{с.нар} - V_{п}).$$

Тогда

$$P_{эф} = P + X.$$

Силы P и X меньше рассмотренных ранее значений P' и X' на величину проекции силы атмосферного давления $p_{п}(F_c - F_{п})$.

Реактивную силу P называют внутренней тягой или просто тягой движителя. Внутренняя тяга является результирующей сил нормального избыточного (по сравнению с атмосферным) давления и тангенциальных сил трения, действующих на контур абвгд со стороны рабочего тела, проходящего через движитель. Согласно (6.3), внутренняя тяга зависит от параметров потока в сечениях C и H . Если давление в сечении C равно атмосферному $p_c = p_{п}$, то

$$P = G_{\Sigma} (c_c v_c - V_{п}). \quad (6.3,а)$$

Отношение тяги к расходу воздуха через движитель называют удельной тягой движителя (или удельной тягой двигателя):

$$P_{уд} = P/G_{\Sigma} = c_c v_c - V_{п}. \quad (6.4)$$

Коэффициент v_c , входящий в формулы (6.3) и (6.4), изменяется обычно в пределах 1.01...1.04. Поэтому при качественном анализе влияния различных факторов на параметры ГТД с целью упрощения формул он принимается равным единице (гл. 6, 7, 9 и др.), а при термогазодинамическом расчете двигателя его необходимо учитывать (гл. 8).

Удельная тяга движителя определяется приращением скорости рабочего тела в движителе относительно скорости полета. Абсолютная тяга, согласно (6.3, а), пропорциональна, кроме того, расходу рабочего тела через движитель.

В полученной формуле для эффективной тяги $P_{эф}$ сила X (как и X') отрицательна и выражает внешнее сопротивление движителя. Внешнее сопротивление складывается из сил избыточного (по сравнению с атмосферным) давления на контур с внешней стороны и сил трения, которые возникают вследствие обтекания мотогондолы двигателя внешним потоком. Силы избыточного давления складываются из волнового сопротивления и сопротивления, вызванного взаимодействием внешнего потока и струи рабочего тела, проходящего через движитель. Внешнее сопротивление — это сопротивление мотогондолы, выходного сопла и лобовое сопротивление воздухозаборника. Сила внешнего сопротивления зависит от компоновки двигателя

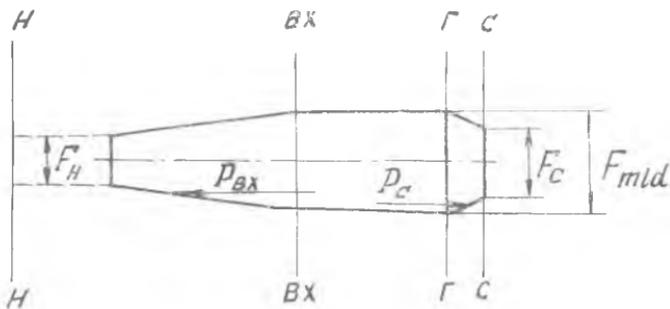


Рис. 6.2. К определению места приложения тяги дозвукового идеального ПВРД

на летательном аппарате и от условий его работы. В большинстве случаев эта величина учитывается при подсчете общего сопротивления самолета (в характеристиках двигателя она обычно не учитывается).

Таким образом, эффективная тяга равна разности между внутренней тягой и силой внешнего сопротивления.

Следует помнить, что тяга является результирующей всех сил, приложенных ко всем поверхностям движителя. Тяга образуется во всех элементах, где есть изменение полного импульса, и приложена соответственно ко всем элементам движителя.

На примере дозвукового идеального ПВРД (рис. 6.2) легко показать, что к соплу приложена составляющая тяги, направленная в сторону, противоположную полету. Действительно, в этом случае статическое давление в сечениях H и C одинаково и равно атмосферному. Примерно одинаково давление и в сечениях BX и Γ . Следовательно, среднее давление на единицу поверхности воздухозаборника и сопла можно считать одинаковым и равным $(p_H + p_{BX})/2$. Тогда сила полного давления на воздухозаборник $P_{BX} = (F_{mid} - F_H)(p_H + p_{BX})/2$ больше силы полного давления на сопло $P_C = (F_{mid} - F_C)(p_H + p_{BX})/2$, так как $F_C > F_H$, что вытекает из условия неразрывности для сечений H и C :

$$\frac{m_{кр} p_H^* F_H q(\lambda_H)}{\sqrt{T_H^*}} = \frac{m_{кр} p_C^* F_C q(\lambda_C)}{\sqrt{T_C^*}}$$

Так как для идеального ПВРД $p_C^* = p_H^*$ и $\lambda_C = \lambda_H$, то

$$F_C/F_H = \sqrt{T_H^*/T_C^*}$$

Тяга передается от движителя к летательному аппарату через подвески, а также через все узлы, которые крепятся непосредственно к ЛА.

§ 6.2. ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД

В пятой главе отмечалось, что полезно используемое тепло цикла ГТД затрачивается в общем случае на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, и на создание внешней (избыточной) работы на валу турбины (5.6). Проследим за дальнейшим преобразованием внешней работы турбины ГТД, являющегося двигательной установкой летательного аппарата (рис. 6.3).

В двухконтурном ТРД внешняя работа турбины передается компрессору наружного контура. Пренебрегая механическими потерями в трансмиссии на эту передачу, запишем уравнение баланса мощностей турбины $N_{ТII}$ и компрессора $N_{КИI}$ наружного контура:

$$N_{ТII} = N_{КИI}$$

Представим величину мощности в виде произведения удельной работы на секундный расход рабочего тела, тогда, пренебрегая изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя, получим:

$$L_{ТII} G_I = L_{КИI} G_{II}$$

или

$$L_{ТII} = L_{КИI} m, \quad (6.5)$$

где $m = G_{II}/G_I$ — степень двухконтурности.

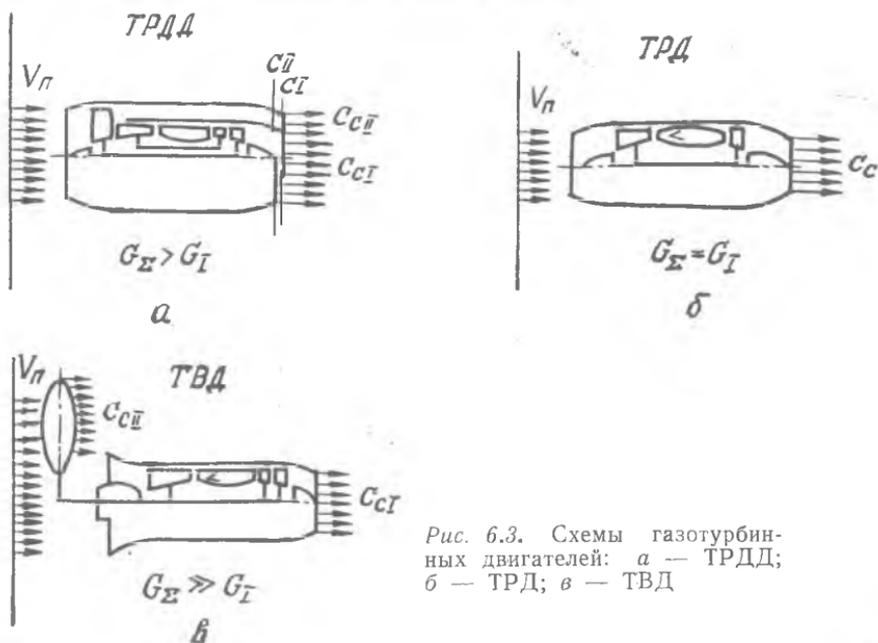


Рис. 6.3. Схемы газотурбинных двигателей: а — ТРДД; б — ТРД; в — ТВД

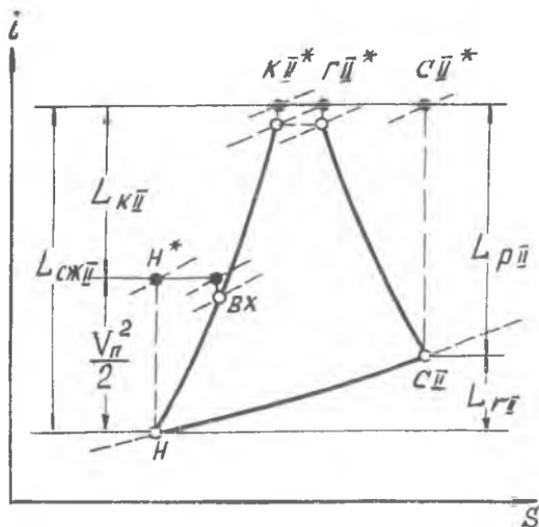


Рис. 6.4. $i-s$ — диаграмма рабочего процесса в наружном контуре ТРДД

Работу $L_{кII}$, подводенную к 1 кг воздуха, проходящего через наружный контур, выразим через кинетическую энергию на основании уравнения энергии, записанного для сечений H и C_{II} :

$$i_H + \frac{V_n^2}{2} + L_{кII} = i_{C_{II}} + \frac{c_{C_{II}}^2}{2}.$$

Откуда

$$L_{кII} = L_{rII} + \frac{c_{C_{II}}^2 - V_n^2}{2},$$

где $L_{rII} = i_{C_{II}} - i_H$ — потери энергии с рабочим телом, выходящим из наружного контура (рис. 6.4).

Эти потери возникают вследствие того, что часть механической энергии затрачивается на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре, преобразуясь в тепловую энергию, что приводит к увеличению температуры рабочего тела.

Подставляя полученное выражение для $L_{кII}$ в (6.5), а (6.5) — в (5.6), получаем

$$L_e = \frac{c_{C_{II}}^2 - V_n^2}{2} + \frac{c_{C_{II}}^2 - V_n^2}{2} m + L_{rII} m. \quad (6.6)$$

Уравнение (6.6) выведено для двухконтурного двигателя, но оно справедливо и для ТВД. В этом случае под m понимается отношение расхода воздуха через винт (G_{II}) к расходу воздуха через двигатель, а под L_{rII} — потери в винте. Полученное уравнение справедливо и для ТРД, так как для случая $m=0$ его можно представить в виде равенства (5.6) при $L_{тII}=0$.

Из уравнения (6.6) следует, что работа цикла любого из трех основных типов ГТД складывается из приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной и наружный контуры двигателя (для ТРДД) или через основной контур и винт (для ТВД), и работы, затраченной на преодоление гидравлических потерь.

Как показано в § 6.1, приращение скорости рабочего тела приводит к возникновению тяги. Следовательно, тяга создается и основным контуром двигателя, и наружным контуром ТРДД, и винтом ТВД. Все это — движители. Необходимо, однако, иметь в виду, что в ТРД и ТРДД скорость рабочего тела увеличивается в процессе расширения газа. Такие движители называются струйными, они отличаются от винтовых, в которых механическая энергия вращения преобразуется в приращение кинетической энергии путем отбрасывания винтом массы проходящего через него воздуха.

ТРД и ТВД можно рассматривать как частные случаи ТРДД. ТРД одновременно является и тепловым двигателем, и движителем: расход воздуха через движитель равен расходу его через двигатель, степень двухконтурности равна нулю. ТРДД имеет внутренний контур, который (как и на ТРД) является одновременно тепловым двигателем и движителем, а также наружный контур, который является только движителем. Степень двухконтурности современных ТРДД лежит в пределах 0,2...8, и наблюдается тенденция к ее повышению.

ТВД отличается от ТРДД тем, что часть работы цикла ТВД передается не в наружный контур, а на винт. Для самолетных винтов отношение расхода воздуха через винт к расходу воздуха через основной контур двигателя лежит в пределах 50...100, для вертолетных (несущих) винтов — в пределах 500...1000.

Итак, три типа ГТД отличаются друг от друга, прежде всего, по степени двухконтурности, и, как будет показано далее, их основные особенности являются следствием этого различия.

§ 6.3. К. п. д. авиационного движителя

Как отмечалось, движитель преобразует механическую энергию, численно равную работе цикла, в полезную работу, необходимую для передвижения летательного аппарата. Для него величина $L_e G_I$ выражает располагаемую, а PV_n — полезную работу, произведенную в единицу времени. Отношение величин этих работ назовем к. п. д. движителя.

$$\eta_{дж} = \frac{PV_n}{L_e G_I} \quad (6.7)$$

Он показывает, какую долю от работы цикла составляет полезная работа перемещения летательного аппарата, и характеризует совершенство силовой установки как движителя.

Коэффициентом полезного действия движителя учитываются гидравлические потери и потери кинетической энергии. Чтобы показать это, преобразуем формулу (6.7). Упростим вначале уравнение (6.6), приняв $c_{cII} = c_{cI} = c_c$, и представим его в следующем виде:

$$L_e \eta_{rII} = \frac{c_c^2 - V_n^2}{2} (m + 1), \quad (6.6, a)$$

где η_{rII} — коэффициент гидравлических потерь наружного контура ТРДД (винта ТВД), с его помощью оцениваются гидравлические потери в долях работы цикла:

$$\eta_{rII} = 1 - \frac{L_{rII} m}{L_e}. \quad (6.8)$$

Подставив значение работы цикла из (6.6, а) в (6.7), получим

$$\eta_{лж} = \eta_{rII} \eta_n, \quad (6.9)$$

где через η_n обозначен полетный к. п. д. движителя — отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к приращению кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель,

$$\eta_n = \frac{PV_n}{\frac{c_c^2 - V_n^2}{2} G_n}. \quad (6.10)$$

Таким образом, к. п. д. движителя равен произведению коэффициента гидравлических потерь на полетный к. п. д. (Коэффициентом полезного действия $\eta_{лж}$ не учитываются гидравлические потери в основном контуре двигателя, так как они отнесены к циклу и учитываются с помощью эффективного к. п. д.). Проанализируем зависимость коэффициентов η_{rII} и η_n от различных факторов для ТРДД как общего случая ТРД и ТВД.

6.3.1. Коэффициент гидравлических потерь

Как следует из уравнения (6.6, а), коэффициент гидравлических потерь η_{rII} показывает, какую часть от работы цикла составляет приращение кинетической энергии рабочего тела в движителе. Из (6.8) следует, что для ТРД $\eta_{rII} = 1$, для ТРДД и ТВД $\eta_{rII} < 1$.

Преобразуем (6.8), выразив потери в наружном контуре через работы сжатия и расширения воздуха (рис. 6.4):

$$L_{rII} = L_{сжII} - L_{pII} = L_{сжII}(1 - \eta_{II}),$$

где η_{II} — к. п. д. наружного контура [8],

$$\eta_{II} = L_{pII}/L_{сжII}. \quad (6.11)$$

Подставляя величину $L_{сжII}$, равную сумме работы компрессора и кинетической энергии скорости полета, в формулу для L_{rII} , а полученное выражение — в (6.8), получаем

$$\eta_{rII} = 1 - \frac{L_{кII} m}{L_e} (1 - \eta_{II}) - \frac{V_n^2/2}{L_e} (1 - \eta_{II}) m.$$

В данной формуле произведение $L_{кII} m$, если не учитывать механические потери, равно значению внешней работы турбины $L_{тII}$ (6.5). Обозначим отношение работы турбины $L_{тII}$ к работе цикла L_e , представляющее собой долю работы цикла, передаваемую в наружный контур, через x [8]:

$$x = L_{тII}/L_e. \quad (6.12)$$

Тогда

$$\eta_{rII} = 1 - x(1 - \eta_{II}) - \frac{V_n^2/2}{L_e} (1 - \eta_{II}) m. \quad (6.13)$$

В формулу (6.13) входит к. п. д. наружного контура, который зависит от различных факторов. Чтобы проанализировать эту зависимость, выразим работу сжатия и расширения через параметры наружного контура:

$$L_{сжII} = c_p (T_{кII}^* - T_n); \quad L_{pII} = L_{pIIс} \varphi_{сII}^2,$$

где $L_{pIIс} = c_p (T_{кII}^* - T_{сIIс})$ — изэнтропная работа расширения; $\varphi_{сII}$ — коэффициент потерь скорости в реактивном сопле наружного контура.

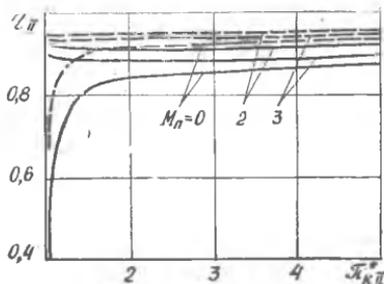
Если $T_{кII}^*$ вынести за скобки и выразить отношение температур через отношение давлений, то работу сжатия и расширения можно представить в следующем виде:

$$L_{сжII} = c_p T_{кII}^* \left[1 - \frac{\tau(\lambda_n)}{\frac{\kappa-1}{\kappa} \left(1 + (\pi_{кII}^* - 1) \frac{1}{\eta_{кII}^*} \right)} \right];$$

$$L_{pIIс} = c_p T_{кII}^* \left\{ 1 - \left[\frac{\pi(\lambda_n)}{\pi_{кII}^* \sigma_{вх} \sigma_{кан}} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\},$$

где $\sigma_{кан}$ — коэффициент восстановления полного давления в наружном канале.

Рис. 6.5. Зависимость η_{II} от степени повышения давления $\pi_{кII}^*$ и числа M_n :
 — — при $\eta_{кII}^* = 0,88$, $\varphi_{сII} = 0,98$,
 $\sigma_{кан} = 0,98$; - - - - при $\eta_{кII}^* = 0,94$,
 $\varphi_{сII} = 0,99$, $\sigma_{кан} = 1$



Подставляя выражения для $L_{сжII}$ и $L_{рII}$ в (6.11), получаем

$$\eta_{II} = \left\{ 1 - \left[\frac{\pi(\lambda_n)}{\pi_{кII}^* \sigma_{вх} \sigma_{кан}} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}^2 \varphi_{сII}^2 : \left[1 - \frac{\tau(\lambda_n)}{1 + (\pi_{кII}^* - 1) \frac{1}{\eta_{кII}^*}} \right]$$

Из полученного выражения следует, что к. п. д. наружного контура зависит от числа M_n , степени повышения давления $\pi_{кII}^*$ и от аэродинамического совершенства элементов наружного контура, которое характеризуется величинами к. п. д. компрессора $\eta_{кII}^*$ и коэффициентами потерь $\varphi_{сII}$, $\sigma_{кан}$, $\sigma_{вх}$.

Расчетный анализ (рис. 6.5) показывает, что к. п. д. наружного контура при $M_n > 0$ практически не зависит от $\pi_{кII}^*$. В этом случае он определяется в основном совершенством элементов наружного контура и при анализе уравнения (6.13) может быть принят постоянным. Если при $M_n = 0$ величина $\pi_{кII}^*$ приближается к единице, то к. п. д. наружного контура стремится к нулю.

Как следует из выражения (6.13), коэффициент гидравлических потерь η_{rII} зависит: от степени двухконтурности и доли работы цикла x , передаваемой в наружный контур; от скорости полета и работы цикла, а также от аэродинамического совершенства наружного контура (η_{II}). С увеличением t , x , V_n и при снижении L_e коэффициент η_{rII} уменьшается.

Обычно гидравлические потери в наружном контуре составляют небольшую величину от работы цикла ($\eta_{rII} \approx 0,9$). Однако в ряде случаев, например при значительном увеличении степени двухконтурности, скорости полета или уменьшении работы L_e , коэффициент гидравлических потерь η_{rII} значительно снижается и может быть равен нулю.

6.3.2. Полетный к. п. д.

Полетный к. п. д. показывает (6.10), какую часть от приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель, составляет полезная работа, затраченная на перемещение летательного аппарата.

Подставим в (6.10) тягу P , выраженную, согласно (6.3, а), через приращение скоростей. В результате получим

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2}{1 + c_c/V_{\text{п}}} \quad (6.14)$$

Выражая c_c через удельную тягу по формуле (6.4) и подставляя это значение в (6.14), имеем

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2}{2 + P_{\text{уд}}/V_{\text{п}}} \quad (6.14, \text{а})$$

Из формул (6.14) и (6.14, а) следует, что полетный к. п. д. зависит от скорости рабочего тела за двигателем и скорости полета. При заданном значении $V_{\text{п}}$ величина $\eta_{\text{п}}$ однозначно определяется удельной тягой двигателя.

Если $V_{\text{п}}=0$, то и $\eta_{\text{п}}=0$, так как работа передвижения не совершается. Если $P_{\text{уд}}=0$, то $\eta_{\text{п}}=1$. С увеличением удельной тяги двигателя при постоянной скорости $V_{\text{п}}$ полетный к. п. д. уменьшается. И наоборот, с увеличением скорости полета при $P_{\text{уд}}=\text{const}$ или $c_c=\text{const}$ полетный к. п. д. увеличивается.

Полетным к. п. д. учитываются специфические потери, характерные для двигателя, взаимодействующего с воздушной средой. Определим их как разность между приращением кинетической энергии $G_{\text{з}}(c_c^2 - V_{\text{п}}^2)/2$ рабочего тела, проходящего через двигатель, и полезной работой $PV_{\text{п}}$ передвижения летательного аппарата, т. е.:

$$E_c = G_{\text{з}} \frac{c_c^2 - V_{\text{п}}^2}{2} - PV_{\text{п}}.$$

Подставляя в полученное уравнение значение P из (6.3, а), имеем $E_c = G_{\text{з}} (c_c - V_{\text{п}})^2/2$. Выразим эти потери для 1 кг воздуха, проходящего через двигатель:

$$L_c = \frac{(c_c - V_{\text{п}})^2}{2}.$$

В этой формуле разность $(c_c - V_{\text{п}})$ есть скорость движения струи рабочего тела относительно неподвижной внешней среды (рис. 6.6). Поэтому *потери L_c , которые учитываются полетным к. п. д., представляют собой кинетическую энергию струи рабочего тела, движущегося относительно неподвижной внешней среды, и называются внешними потерями.*

Итак, авиационный двигатель, взаимодействуя с рабочим телом, отбрасывает его в сторону, противоположную движению. При этом возникают специфические потери — потери кинетической энергии, затраченной на приведение в движение рабочего тела относительно неподвижной внешней среды. Такие потери отсутствуют в двигателях наземного транспорта, поскольку

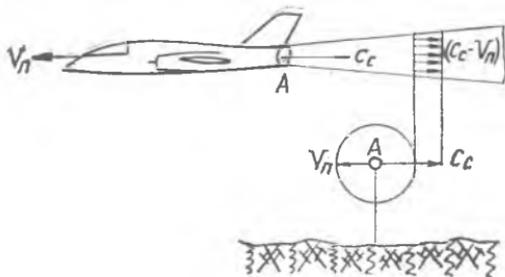


Рис. 6.6. К объяснению физического смысла внешних потерь в авиационном двигателе

при движении он взаимодействует с землей, масса которой неосознаваема с массой транспорта.

После определения потерь кинетической энергии L_c формулу для η_n можно представить в обычном для к. п. д. виде:

$$\eta_n = 1 - \frac{L_c}{\frac{c_c^2 - V_n^2}{2}} \quad (6.14, б)$$

Формулы (6.14) применимы для оценки потерь кинетической энергии ТРДД только при близких значениях скоростей истечения рабочего тела из контуров. При существенном различии этих значений полетный к. п. д. следует определять по тем же формулам, но отдельно для наружного и внутреннего контуров.

Результаты проведенного анализа справедливы как для струйного, так и для винтового движителя.

Однако эффективность винтового движителя, как правило, оценивается по величине к. п. д. винта, который показывает, какая доля мощности, подведенной к валу винта, преобразуется в тяговую:

$$\eta_v = N_p / N_v,$$

где $N_p = P_v V_n$ — тяговая мощность винта; $N_v = L_{тп} \eta_m G_z$ — мощность на валу винта; здесь η_m — механический к. п. д., учитывающий потери мощности в редукторе и трансмиссии.

Величиной η_v учитываются потери на трение винта о воздух, закрутку потока за винтом и на специфические для авиационного движителя потери кинетической энергии L_c . Коэффициентом полезного действия винта не учитываются потери мощности в редукторе и трансмиссии от турбины до вала винта, и только этим он отличается от к. п. д. винтового движителя $\eta_{дж} = \eta_v \eta_m$.

§ 6.4. Сравнение различных типов ГТД как движителей

В § 6.2 показано, что рассматриваемые ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД) различаются по степени двухконтурности, а поэтому сравнение их сводится к анализу влияния степени двухконтурности

на удельную тягу. В разделе 6.4.1 удельная тяга выражена через степень двухконтурности и работу цикла и, кроме того, введено новое понятие — $P_{удГІ}$, а в разделе 6.4.2 проделан указанный анализ.

6.4.1. Удельная тяга ГТД

Как отмечалось в предыдущем параграфе, совершенство движителя характеризуется величиной его к. п. д. $\eta_{дж}$. При постоянных значениях работы цикла и скорости полета к. п. д. движителя однозначно определяется отношением тяги к расходу воздуха через основной контур двигателя (6.7). Это отношение представляет собой *удельную тягу двигателя в расчете на 1 кг рабочего тела, проходящего через внутренний контур, т. е. на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло*: $P_{удГІ} = P/G_1$.

В § 6.1 было введено понятие удельной тяги движителя $P_{уд}$. Из сравнения $P_{удГІ}$ и $P_{уд}$ (6.4) следует, что эти удельные тяги связаны соотношением

$$P_{удГІ} = P/G_1 = P_{уд}(m + 1), \quad (6.15)$$

где $m + 1 = G_2/G_1$ — отношение суммарного расхода воздуха через движитель к расходу воздуха через основной контур двигателя. Необходимо подчеркнуть, что для двухконтурного ТРД характерны две величины расхода воздуха:

$G_2 = G_1 + G_{II}$ — расход воздуха, проходящего через движитель и, следовательно, участвующего в создании тяги;

G_1 — расход воздуха, проходящего через тепловую машину и участвующего в преобразовании тепловой энергии топлива в работу цикла. В соответствии с этим целесообразно рассматривать и две характерные удельные тяги. *Удельная тяга $P_{уд}$ при заданной тяге однозначно определяет суммарный расход воздуха и, следовательно, габариты движителя. Значение удельной тяги $P_{удГІ}$ при заданной скорости полета определяется, как отмечалось, величинами L_e и $\eta_{дж}$:*

$$P_{удГІ} = \eta_{дж} \frac{L_e}{V_{п}}, \quad (6.16)$$

следовательно, она характеризует термодинамическое совершенство двигателя и совершенство движителя, т. е. является важнейшей величиной, характеризующей двигатель в целом. При заданном расходе воздуха через основной контур по ней однозначно определяется тяга двигателя, а во многих случаях, кроме того, — и удельный расход топлива.

Следует помнить, что соотношение между $P_{уд}$ и $P_{удГІ}$ определяется степенью двухконтурности (6.15). Поэтому если $m = \text{const}$, то при анализе влияния различных факторов на удель-

ную тягу достаточно рассматривать одну из этих величин, поскольку другая изменяется аналогично. Если же $m \neq \text{const}$, то нужно анализировать обе удельные тяги, поскольку соотношения между ними изменяется.

Удельная тяга двигателя зависит от ряда факторов. В общем случае эта зависимость достаточно сложна и будет рассмотрена далее. Проанализируем частный случай, когда $c_{сII} = c_{сI}$. Из уравнения (6.6, а) для этого случая получим

$$c_c = \sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_n^2}. \quad (6.17)$$

Подставив значение c_c в (6.4), определим $P_{уд}$, а согласно (6.15) — и

$$P_{удGI} = \left(\sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_n^2} - V_n \right) (m+1). \quad (6.18)$$

Из выражения (6.18) получим формулу для удельной тяги ТРД ($m=0$, $\eta_{rII}=1$):

$$P_{уд} = \sqrt{2L_e + V_n^2} - V_n. \quad (6.18,а)$$

Удельная тяга ТРД при заданной скорости полета однозначно определяется работой цикла. Удельная тяга ТРДД и ТВД при заданной скорости V_n и принятом условии $c_{сII} = c_{сI}$ зависит, кроме того, от степени двухконтурности и коэффициента гидравлических потерь η_{rII} .

6.4.2. Зависимость удельной тяги от степени двухконтурности

Сравнение ТРД, ТРДД и ТВД как движителей выполним при условии, что параметры рабочего процесса у них одинаковы. В предыдущей главе было показано, что три рассматриваемых типа двигателя не различаются как тепловые машины, и при принятом условии работа цикла у них одинакова. Проанализируем влияние степени двухконтурности на удельную тягу ($P_{уд}$ и $P_{удGI}$) ТРДД как общий случай рассматриваемых ГТД.

Из (6.17) вытекает, что с увеличением степени двухконтурности скорость c_c и, следовательно, удельная тяга движителя $P_{уд}$ уменьшаются, что объясняется увеличением доли рабочего тела G_{II} , к которому не подводится тепло, т. е. распределением энергии по большей массе рабочего тела. Это приводит к уменьшению потерь кинетической энергии с выходной скоростью и к увеличению полетного к. п. д. (6.14).

Увеличение полетного к. п. д. является фактором, повышающим к. п. д. движителя. Однако величина $\eta_{дж}$, как уже

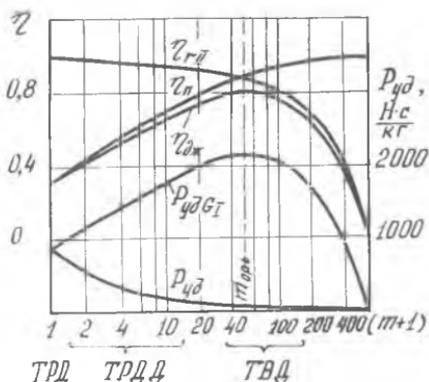


Рис. 6.7. Зависимость удельной тяги и определяющих ее параметров от степени двухконтурности ($L_e=560$ кДж/кг, $V_n=200$ м/с, $\eta_{rII}=0,96$)

отмечалось, зависит и от коэффициента гидравлических потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД).

Рассмотрим идеальный движитель, когда $\eta_{rII}=1$, $\eta_{дж}=\eta_n$. При этом удельная тяга в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло, $P_{удGI}$ будет изменяться пропорционально изменению полетного к. п. д., и увеличение степени двухконтурности приведет к непрерывному росту к. п. д. движителя и удельной тяги $P_{удGI}$.

Удельная тяга будет стремиться к максимальному значению $P_{удGI_{max}}=L_e/V_n$ в предельном случае, когда степень двухконтурности стремится к бесконечности, а к. п. д. движителя — к единице. В частном случае ($V_n=0$) бесконечно большой степени двухконтурности соответствует бесконечно большая удельная тяга $P_{удGI}$.

Для реального движителя с увеличением степени двухконтурности коэффициент гидравлических потерь η_{rII} уменьшается (6.8), следовательно, в этом случае внутренние (гидравлические) потери растут, а внешние (кинетической энергии) уменьшаются. Причем вначале преобладающее влияние на $\eta_{дж}$ оказывает полетный к. п. д., а затем — коэффициент гидравлических потерь. Противоположное влияние двух факторов приводит к тому, что к. п. д. движителя и удельная тяга $P_{удGI}$ по степени двухконтурности имеют максимум (рис. 6.7).

Рассмотрим, от каких факторов зависят оптимальная степень двухконтурности и максимальное значение удельной тяги $P_{удGI}$.

Чтобы определить оптимальную степень двухконтурности, выразим удельную тягу $P_{удGI}$ через степень двухконтурности и полученную функцию исследуем на максимум. Подставив уравнение (6.8) для коэффициента гидравлических потерь в (6.18), представим удельную тягу $P_{удGI}$ в следующем виде:

$$P_{удGI} = V_n \left\{ \sqrt{\left[\frac{L_e}{V_n^2/2} + \left(1 - \frac{L_{rII}}{V_n^2/2}\right) m + 1 \right] (m+1)} - (m+1) \right\}.$$

Продифференцируем полученную функцию по степени двухконтурности:

$$\frac{\partial P_{\text{удГІ}}}{\partial m} = V_{\text{п}} \left[\frac{\left[\frac{L_e}{V_{\text{п}}^2/2} + \left(1 - \frac{L_{r\text{II}}}{V_{\text{п}}^2/2} \right) m + 1 \right] + \left(1 - \frac{L_{r\text{II}}}{V_{\text{п}}^2/2} \right) (m+1)}{2 \sqrt{\left[\frac{L_e}{V_{\text{п}}^2/2} + \left(1 - \frac{L_{r\text{II}}}{V_{\text{п}}^2/2} \right) m + 1 \right] (m+1)}} - 1 \right]$$

Приравнявая производную к нулю, после преобразования получаем

$$m_{\text{opt}} = \frac{L_e}{2} \left[\frac{1 - (L_{r\text{II}} + V_{\text{п}} \sqrt{2L_{r\text{II}}})/L_e}{L_{r\text{II}} + V_{\text{п}} \sqrt{L_{r\text{II}}/2}} \right] = f(L_e; L_{r\text{II}}; V_{\text{п}}). \quad (6.19)$$

Оптимальная степень двухконтурности зависит, следовательно, от работы цикла, потерь в наружном контуре и от скорости полета. Чем больше работа цикла и меньше потери в наружном контуре, тем большая степень двухконтурности необходима для получения максимальной тяги. С уменьшением скорости полета оптимальная степень двухконтурности увеличивается.

Формулу максимальной тяги можно получить, если выражение для m_{opt} подставить в исходное уравнение для $P_{\text{удГІ}}$. Максимальная тяга зависит от тех же факторов, которыми определяется оптимальная степень двухконтурности. При этом характер зависимости не изменяется (формула максимальной тяги здесь не приводится ввиду ее сложности).

Рассмотрим формулу максимальной тяги для частного случая, когда $V_{\text{п}}=0$. Для этого случая из соотношения (6.19) определим оптимальную степень двухконтурности:

$$m_{\text{opt}} = \frac{1}{2} \frac{L_e - L_{r\text{II}}}{L_{r\text{II}}},$$

а из формулы (6.18) — удельную тягу $P_{\text{удГІ}}$ ГТД:

$$P_{\text{удГІ}} = \sqrt{2L_e \eta_{r\text{II}} (m+1)}.$$

Подставляя в уравнение удельной тяги m_{opt} и $\eta_{r\text{II}}$ (6.8), получаем

$$P_{\text{удГІmax}} = \frac{L_e - L_{r\text{II}}}{\sqrt{2L_{r\text{II}}}}.$$

При нулевой скорости полета оптимальная степень двухконтурности и максимальная удельная тяга $P_{\text{удГІ}}$ зависят только от соотношения между работой цикла и потерями в наружном контуре. Так, если $L_e=440$ кДж/кг и $L_{r\text{II}}=2$ кДж/кг, то оптимальная степень двухконтурности равна ~ 120 , а максимальная удельная тяга $P_{\text{удГІ}}$ составляет ~ 6500 Нс/кг. При уменьшении потерь до 0,4 кДж/кг оптимальная степень двухконтур-

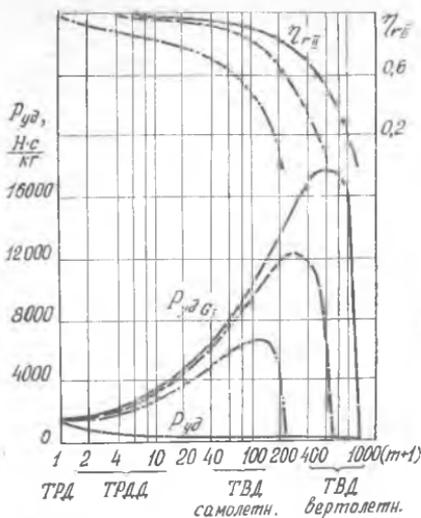


Рис. 6.8. Зависимость удельной тяги и коэффициента $\eta_{ГД}$ от степени двухконтурности ($L_e=440$ кДж/кг, $V_{II}=0$) при различных потерях: — $L_{ГД}=0,4$ кДж/кг; - - - $L_{ГД}=0,8$ кДж/кг; - - - $L_{ГД}=2$ кДж/кг

ности увеличивается до ~ 600 , а удельная тяга $P_{удГ}$ — до ~ 18000 Нс/кг (рис. 6.8).

Как отмечалось, оптимальная степень двухконтурности и максимальная удельная тяга ГТД зависят от скорости полета. Влияние скорости полета на m_{opt} и $P_{удГmax}$ более подробно будет рассмотрено в седьмой главе.

Анализ влияния степени двухконтурности на удельные параметры ГТД представляет собой сравнение различных типов двигателей. С переходом от ТРД к ТРДД и далее — к ТВД удельная тяга $P_{удГ}$ увеличивается (см. рис. 6.7), что является следствием увеличения степени двухконтурности, т. е. распределения энергии по большей массе и снижения потерь кинетической энергии.

Сравним различные типы ГТД при дополнительном условии — одинаковом расходе воздуха через основной контур. В этом случае затрачивается одинаковое количество энергии, а увеличение удельной тяги $P_{удГ}$ при переходе от ТРД к ТРДД и ТВД означает такое же увеличение абсолютной тяги.

Сравнение различных типов ГТД при условии постоянной тяги показывает, что переход от ТРД к ТРДД и далее — к ТВД сопровождается снижением расхода воздуха через основной контур двигателя вследствие увеличения удельной тяги $P_{удГ}$ и одновременным повышением суммарного расхода воздуха через движитель, что объясняется уменьшением удельной тяги движителя $P_{уд}$. Снижение G_1 и повышение G_2 означает, что габариты основного контура уменьшаются, а габариты движителя увеличиваются.

§ 6.5. Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД

В предыдущем параграфе зависимость удельной тяги ТРДД от степени двухконтурности рассматривалась для частного случая распределения энергии между контурами ($c_{cII} = c_{cI}$). Выразим удельную тягу ТРДД через работу цикла для общего случая, когда $c_{cII} \neq c_{cI}$, и проанализируем зависимость величины $P_{удGI}$ от коэффициента x , характеризующего распределение энергии между контурами, как это сделано в [8].

6.5.1. Вывод формулы удельной тяги для общего случая распределения энергии между контурами ($c_{cII} \neq c_{cI}$)

Тягу ТРДД выразим через удельную тягу внутреннего и наружного контуров: $P = P_{удI} G_I + P_{удII} G_{II}$, откуда

$$P_{удGI} = P_{удI} + P_{удII} m, \quad (6.20)$$

а удельную тягу $P_{уд}$ — через скорости истечения рабочего тела из контуров двигателя.

Тогда

$$P_{удGI} = c_{cI} - V_n + m(c_{cII} - V_n). \quad (6.20, a)$$

Скорость истечения из внутреннего контура определим из уравнения (5.6), для чего внешнюю работу турбины $L_{тII}$ выразим через коэффициент x , согласно формуле (6.12),

$$c_{cI} = \sqrt{2(1-x)L_e + V_n^2}.$$

Скорость истечения из наружного контура определим из формулы (6.11). Подставив в эту формулу $L_{кж}$, запишем ее в следующем виде:

$$\eta_{II} = \frac{c_{cII}^2/2}{L_{кII} + V_n^2/2},$$

откуда

$$c_{cII} = \sqrt{(2L_{кII} + V_n^2)\eta_{II}}.$$

Выражая работу компрессора $L_{кII}$ через работу турбины $L_{тII}$ (6.5), а работу турбины — через L_e и x (6.12), получаем

$$c_{cII} = \sqrt{\left(2 \frac{x}{m} L_e + V_n^2\right)\eta_{II}}.$$

Подставляя выражения для c_{cI} и c_{cII} в (6.20, а), получаем

$$P_{удGI} = \sqrt{2(1-x)L_e + V_n^2} - V_n + m \left[\sqrt{\left(2 \frac{x}{m} L_e + V_n^2\right) \eta_{II}} - V_n \right]. \quad (6.21)$$

Из полученного уравнения следует, что *удельная тяга ТРДД зависит от работы цикла и скорости полета* (как и обычного ТРД), и, кроме того, — *от степени двухконтурности, распределения энергии между контурами, а также от потерь в наружном контуре.*

В 5 гл. отмечалось, что работа цикла зависит от температуры газа перед турбиной, суммарной степени повышения давления, температуры наружного воздуха и к. п. д. процессов сжатия и расширения. Следовательно, *удельная тяга $P_{удGI}$ ТРДД зависит от параметров цикла T_T^* и π_T , параметров двигателя, которыми будем называть t и x , от внешних условий — V_n и T_n и от потерь в узлах — $\eta_{сж}$, η_p и η_{II} .*

Перечисленные факторы влияют и на удельную тягу двигателя $P_{уд}$, так как она однозначно определяется удельной тягой $P_{удGI}$ и степенью двухконтурности. От этих факторов зависит полетный к. п. д. (6.14, а), а следовательно, и к. п. д. двигателя.

6.5.2. Зависимость удельной тяги от распределения энергии между контурами ТРДД

Зависимость удельной тяги от коэффициента x , характеризующего распределение энергии между контурами, проанализируем при условии, когда $m = \text{const}$ и все остальные параметры, от которых зависит $P_{уд}$, неизменны. (Так как при $m = \text{const}$ величины $P_{удGI}$ и $P_{уд}$ однозначно определяют друг друга, то результаты анализа одинаково относятся к $P_{удGI}$, $P_{уд}$ и к абсолютной тяге).

Пусть $x=0$. В этом случае в наружный контур энергия не передается, а скорость потока на выходе из наружного контура из-за влияния потерь меньше скорости полета и, следовательно, в наружном контуре возникает отрицательная тяга. Поэтому при $x=0$ удельная тяга ТРДД меньше удельной тяги ТРД.

С увеличением x увеличиваются внешняя работа турбины $L_{тII}$, передаваемая в наружный контур, работа компрессора наружного контура $L_{кII}$, скорость истечения из наружного контура и одновременно снижается скорость истечения рабочего тела из внутреннего контура. Следовательно, тяга наружного контура растет, а внутреннего — снижается. Одновременно по-

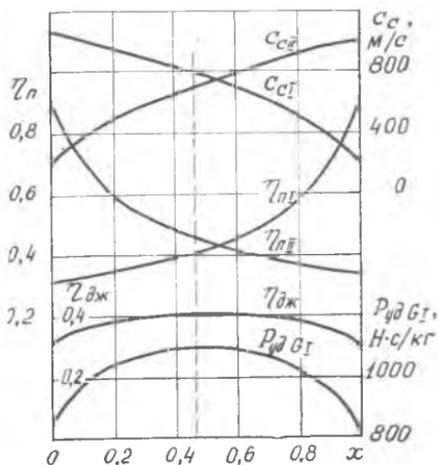


Рис. 6.9. Зависимость удельной тяги ТРДД и определяющих ее величин от x ($L_c=560$ кДж/кг, $V_{пI}=200$ м/с, $m=1$, $\eta_{пI}=0,9$)

летный к. п. д. наружного контура уменьшается, внутреннего — увеличивается (рис. 6.9).

При $x=1$ тяга внутреннего контура равна нулю, так как вся энергия передается в наружный контур. При этом тяга наружного контура ТРДД близка к тяге ТРД, если в частном случае принять $m=1$ (6.21); она отличается только вследствие влияния дополнительных потерь, которые возникают при передаче энергии из внутреннего контура в наружный.

Итак, в двух крайних случаях распределения энергии: при $x=0$ и $x=1$ тяга ТРДД при $m=1$ примерно равна (а в случае идеального наружного контура, $\eta_{пI}=1$, строго равна) тяге ТРД. Из этого следует, что при $0 < x < 1$ тяга должна иметь максимум, так как на двухконтурном двигателе она больше, чем на одноконтурном (см. § 6.4). Последний вывод справедлив и для случаев, когда $m \neq 1$.

Из уравнения (6.16) видно, что при принятых условиях (L_c и $V_{пI}$ постоянны) удельная тяга $P_{удGI}$ может изменяться только за счет изменения к. п. д. движителя $\eta_{дж}$. Значит, максимум тяги является следствием максимума к. п. д. $\eta_{дж}$, который возникает при изменении x , что обусловлено противоположным изменением полетного к. п. д. внутреннего ($\eta_{пI}$) и наружного ($\eta_{пII}$) контуров. С увеличением коэффициента x от 0 до оптимального значения к. п. д. движителя повышается благодаря преобладающему влиянию на него увеличения полетного к. п. д. $\eta_{пI}$, т. е. вследствие доминирующего влияния снижения потерь кинетической энергии с выходной скоростью c_{cI} . Дальнейшее увеличение x от оптимального значения до единицы приводит к снижению к. п. д. $\eta_{дж}$, что объясняется преобладающим влиянием на него уменьшения полетного к. п. д. $\eta_{пII}$, т. е. доминирующим влиянием повышения потерь кинетической энергии с

выходной скоростью c_{cII} (см. рис. 6.9). При оптимальном x суммарные потери энергии минимальны.

Найдем оптимальное значение x , при котором тяга ТРДД с заданной степенью двухконтурности принимает максимальное значение. Для этого выражение (6.21) представим в следующем виде:

$$P_{удGI} = V_{II} \left\{ \sqrt{B(1-x) + 1} - 1 + m \left[\sqrt{\left(B \frac{x}{m} + 1\right) \eta_{II}} - 1 \right] \right\},$$

где

$$B = L_e / (V_{II}^2 / 2).$$

Полученное выражение продифференцируем по x :

$$\frac{\partial P_{удGI}}{\partial x} = V_{II} \left[\frac{-B}{2 \sqrt{B(1-x) + 1}} + m \frac{\eta_{II} B/m}{2 \sqrt{(Bx/m + 1) \eta_{II}}} \right].$$

Приравняв производную к нулю и решая полученное выражение относительно x_{opt} , имеем

$$x_{opt} = \frac{\eta_{II} - \frac{V_{II}^2/2}{L_e} (1 - \eta_{II})}{(1/m) + \eta_{II}} = f(m, \eta_{II}, L_e, V_{II}). \quad (6.22)$$

Оптимальному распределению энергии x_{opt} соответствуют максимальная удельная тяга и оптимальные скорости истечения $c_{cI opt}$ и $c_{cII opt}$, формулы которых получим, подставив (6.22) соответственно в (6.21) и в уравнения для c_{cI} и c_{cII} . Тогда

$$P_{удGI max} = V_{II} \left[\sqrt{(B + m + 1)(m\eta_{II} + 1)} - (m + 1) \right]; \quad (6.23)$$

$$c_{cI opt} = V_{II} \sqrt{\frac{B + m + 1}{1 + \eta_{II} m}};$$

$$c_{cII opt} = V_{II} \eta_{II} \sqrt{\frac{B + m + 1}{1 + \eta_{II} m}}.$$

Из полученных формул следует, что оптимальное распределение энергии и максимальная удельная тяга зависят от степени двухконтурности, потерь в наружном контуре и соотношения между скоростью полета и работой цикла. Оптимальное отношение скоростей истечения из реактивных сопел наружного и внутреннего контуров ТРДД численно равно к. п. д. наружного контура:

$$\left(\frac{c_{cII}}{c_{cI}} \right)_{opt} = \eta_{II}. \quad (6.24)$$

Если движитель идеальный ($\eta_{II}=1$), то, как следует из (6.22),

$$x_{opt} = \frac{G_{II}}{G_{II} + G_I}.$$

Следовательно, для идеального движителя оптимальное отношение работы турбины L_{TII} , передаваемой в наружный контур, к работе цикла равно отношению расхода воздуха через наружный контур к суммарному расходу воздуха, т. е. в этом случае оптимальным является равномерное распределение энергии по массе рабочего тела. Равномерному распределению энергии соответствуют одинаковые скорости истечения $c_{cII} = c_{cI}$, одинаковые полетные к. п. д. наружного и внутреннего контуров и минимум потерь кинетической энергии с выходной скоростью.

С увеличением потерь в наружном контуре коэффициент x_{opt} уменьшается, уменьшается при этом и оптимальное отношение скоростей c_{cII}/c_{cI} .

С увеличением степени двухконтурности увеличивается соответственно и доля энергии (x_{opt}), которая передается в наружный контур из условия оптимального распределения.

Наконец, при увеличении работы цикла или уменьшении скорости полета для обеспечения максимальной тяги ТРДД с заданной степенью двухконтурности необходимо все большую долю работы цикла передавать в наружный контур (6.22).

Таким образом, *оптимальное распределение энергии между наружным и внутренним контурами близко к равномерному распределению энергии по массе рабочего тела в этих контурах.* Оно отличается от равномерного только вследствие влияния дополнительных потерь, связанных с передачей энергии из внутреннего контура в наружный.

В предыдущем параграфе показано, что при постоянном подводе энергии тягу двигателя можно повысить за счет увеличения степени двухконтурности. Однако такое повышение тяги сопровождается увеличением габаритов двигателя, что не всегда приемлемо по условиям применения летательного аппарата. Рассмотренный здесь максимум функции $P=f(x)$ при $m = \text{const}$ достигается без изменения диаметральных габаритов. Поэтому в процессе проектирования двигателя при выбранном значении m нужно стремиться к такому x , при котором обеспечивается практический максимум тяги. Необходимое значение коэффициента x обеспечивается путем выбора соответствующего значения степени повышения давления вентилятора $\pi_{кII}$. При этом изменяется число ступеней вентилятора или их напорность. Соответственно изменяется число ступеней турбины вентилятора или их нагруженность.

Определим величину x' , характеризующую частный случай распределения энергии, когда $c_{cII} = c_{cI}$. Для этого в форму-

лу (6.12) подставим $L_{\text{тп}}$ из уравнения (5.6) и L_e из (6.6, а). Тогда

$$x' = \frac{m + 1 - \eta_{\text{тп}}}{m + 1}.$$

Величина x' незначительно отличается от $x_{\text{опт}}$ и это отличие практически не влияет на удельную тягу двигателя. Расчеты показывают, что в широком диапазоне изменения степени двухконтурности удельная тяга $P_{\text{удГТ}}$ ТРДД, рассчитанная по формуле (6.18), незначительно отличается от максимальной удельной тяги, определенной по формуле (6.23). Поэтому в дальнейшем зависимость удельной тяги $P_{\text{удГТ}}$ ГТД от различных факторов будет анализироваться по формуле (6.18), что в принципе соответствует случаю оптимального распределения энергии.

Выводы по теме: «Силовая установка с газотурбинным двигателем как движитель»

1. Приращение скорости рабочего тела в движителе ($c_c - V_{\text{п}}$) численно равно его удельной тяге $P_{\text{уд}}$, т. е. отношению тяги к суммарному расходу рабочего тела через движитель.

2. Турбореактивный и турбовинтовой двигатели можно рассматривать как частные случаи ТРДД с различной степенью двухконтурности — от $m=0$ (ТРД) до $m \approx 1000$ (ТВД с вертолетным винтом). Во всех трех силовых установках механическая энергия, численно равная работе цикла, затрачивается на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель, и на преодоление гидравлических потерь в движителе.

3. Коэффициент гидравлических потерь движителя $\eta_{\text{тп}}$ показывает, какую долю от работы цикла составляет приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель. Он зависит от аэродинамического совершенства ($\eta_{\text{тп}}$) и параметров движителя (m, x), а также от скорости полета и работы цикла.

4. Авиационному движителю присущи специфические потери — потери кинетической энергии с выходной скоростью. Они оцениваются полетным к. п. д., который показывает, какую часть от приращения кинетической энергии рабочего тела составляет полезная работа, затраченная на передвижение летательного аппарата. Полетный к. п. д. при $V_{\text{п}} = \text{const}$ однозначно определяется удельной тягой движителя $P_{\text{уд}}$. С увеличением $P_{\text{уд}}$ он снижается.

5. Эффективность движителя оценивается с помощью коэффициента полезного действия $\eta_{\text{дж}}$, который представляет собой отношение полезной работы $PV_{\text{п}}$ передвижения летательного

аппарата к работе цикла $L_e G_1$, и учитывает как гидравлические потери в наружном контуре ТРДД (винте ТВД), так и потери кинетической энергии с выходной скоростью $\eta_{дж} = \eta_{11} \eta_{п}$.

6. К. п. д. движителя при заданных работе цикла и скорости полета однозначно определяет величину удельной тяги двигателя $R_{удГ1}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло, т. е. отношение тяги к расходу рабочего тела через основной контур двигателя. Удельная тяга $R_{удГ1}$ ТРДД зависит от параметров цикла ($T_{г}^*$ и π_{Σ}), параметров движителя (m и x), внешних условий ($V_{п}$ и $T_{п}$) и потерь в узлах ($\eta_{сж}$, $\eta_{р}$ и η_{11}).

7. При заданной степени двухконтурности максимальная тяга ТРДД достигается при оптимальном распределении энергии между контурами (x_{opt}), соответствующем максимальному значению к. п. д. движителя. Наличие максимума к. п. д. движителя и тяги по x объясняется противоположным изменением потерь кинетической энергии рабочего тела на выходе из внутреннего $(c_{с1} - V_{п})^2/2$ и наружного $(c_{с11} - V_{п})^2/2$ контуров. Оптимальное распределение энергии, при котором суммарные потери оказываются минимальными, близко к равномерному (а для идеального движителя, т. е. при $\eta_{11} = 1$, соответствует равномерному) распределению энергии по массе рабочего тела обоих контуров.

8. С увеличением степени двухконтурности (при $x = x_{opt}$) удельная тяга $R_{уд}$ непрерывно снижается, а удельная тяга $R_{удГ1}$ имеет максимум. Наличие максимума $R_{удГ1}$ по степени двухконтурности объясняется противоположным влиянием двух факторов: уменьшением потерь кинетической энергии с выходной скоростью при увеличении m и ростом гидравлических потерь. Степень двухконтурности современных ТРДД, предназначенных для самолетов с дозвуковыми скоростями полета, достигает 6...8. Ожидается ее дальнейшее увеличение до уровня 10...12 [31].

9. Оптимальные параметры движителя (m_{opt} и x_{opt}), а также максимальное увеличение удельной тяги ТРДД $R_{удГ1}$ (по сравнению с ТРД), зависят только от соотношения между работой цикла, потерями в наружном контуре $L_{г11}$ и скоростью полета. Увеличение работы цикла, которое обеспечивается главным образом за счет увеличения $T_{г}^*$, снижение потерь $L_{г11}$ и уменьшение скорости полета приводят к увеличению оптимальных параметров (x_{opt} , m_{opt}) и тяги оптимального ТРДД (по сравнению с тягой ТРД).

10. Три основных типа ГТД при небольших дозвуковых скоростях полета существенно отличаются друг от друга как силовые установки летательных аппаратов. Переход от ТРД к ТРДД и далее — к ТВД позволяет при одинаковой затрате энергии увеличить тягу в несколько раз, что объясняется распределением энергии по большей массе рабочего тела, снижением потерь кинетической энергии с выходной скоростью, т. е.

ростом к. п. д. двигателя. Рассматриваемые типы ГТД отличаются друг от друга как двигатели.

Контрольные вопросы

1. Эффективная и внутренняя тяга двигателя. Выведите формулу тяги и проанализируйте ее.
2. Каковы особенности образования тяги струйным и винтовым двигателем? Где приложена тяга и как передается летательному аппарату?
3. Докажите, что силовые установки с ТРД и ТВД можно рассматривать как частные случаи ТРДД.
4. Коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гг}$. От каких факторов и как он зависит?
5. Полетный к. п. д. Какие потери им учитываются, от каких факторов и как он зависит?
6. Дайте определение к. п. д. двигателя. Какова основная особенность двигателя, взаимодействующего с воздушной средой (по сравнению с двигателем наземного транспорта)?
7. Проанализируйте влияние степени двухконтурности на удельную тягу двигателя $P_{уд}$, к. п. д. двигателя и удельную тягу $P_{уд ГТ}$.
8. От каких факторов и как зависит оптимальная степень двухконтурности? Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $P_{уд ГТ} = f(m)$?
9. Как и почему при одинаковой затрате энергии тяга ТРДД и ТВД отличается от тяги ТРД в условиях дозвуковой скорости полета?
10. Сравните ТРД и ТРДД при одинаковых параметрах цикла и при следующих дополнительных условиях:
1) $G_I = \text{const}$; 2) $G_{II} = \text{const}$; 3) $P = \text{const}$.
11. От каких факторов в общем случае зависит удельная тяга ТРДД? Выведите формулу для $P_{уд ГТ}$.
12. Проанализируйте влияние распределения энергии между контурами (коэффициент x) на удельную тягу ТРДД.
13. От каких факторов и как зависит x_{opt} ? Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $P_{уд ГТ} = f(x)$?
14. Сформулируйте основные выводы по теме «Силовая установка с газотурбинным двигателем как двигатель».

Задачи

1. Определить приращение кинетической энергии рабочего тела в ТРДД, если работа цикла $L_c = 550$ кДж/кг, степень двухконтурности $m = 2$, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\eta_{гг} = 0,95$ (скорости истечения из наружного и внутреннего контуров равны).
2. Определить расход воздуха через винт ТВД при скорости полета $V_n = 600$ км/ч, если расход воздуха через двигатель $G_I = 10$ кг/с, работа цикла $L_c = 500$ кДж/кг, коэффициент гидравлических потерь винта $\eta_{гг} = 0,9$, скорость потока за двигателем $c_{сг} = 210$ м/с и скорость потока за винтом $c_{сгг} = 200$ м/с.
3. Определить тягу, развиваемую ТРД в стандартных атмосферных условиях у земли при скорости $V_n = 900$ км/ч, если при критическом истечении газа из суживающегося сопла площадью $F_c = 0,7$ м² скорость истечения и давление равны соответственно 550 м/с и 150 кПа. Принять $v_c = 1$.
4. Определить расход воздуха через основной контур ТРДД при скорости полета $V_n = 950$ км/ч, если тяга двигателя $P = 30$ кН, степень двухконтурности $m = 5$, скорости истечения из наружного и внутреннего контуров при полном расширении равны соответственно 600 и 670 м/с. Принять $v_c = 1$.
5. Определить тягу ГТД, если при скорости полета $V_n = 800$ км/ч расход воздуха через основной контур двигателя, работа цикла и к. п. д. двигателя равны соответственно 30 кг/с, 600 кДж/кг и 0,5.

6. Определить удельную тягу $P_{уд}$ и к. п. д. двигателя $\eta_{дж}$ ТРДД, если при скорости полета $V_n = 950$ км/ч скорость рабочего тела на выходе из двигателя $c_{сII} = c_{сI} = 550$ м/с, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\eta_{гII} = 0,9$.

7. Как и во сколько раз изменятся удельная тяга двигателя $P_{уд}$ и удельная тяга $P_{уд сI}$, если с увеличением степени двухконтурности ТРДД от 0 до 6 к. п. д. двигателя увеличивается от 0,3 до 0,5 при постоянных значениях скорости полета и работы цикла?

8. Сравнить удельную тягу двигателя $P_{уд}$ ТРД, ТРДД ($m=2$) и ТВД ($m=100$), удельную тягу $P_{уд сI}$, полетный к. п. д. и к. п. д. двигателя $\eta_{дж}$, если при $V_n = 700$ км/ч работа цикла $L_c = 600$ кДж/кг, коэффициенты гидравлических потерь наружного контура ТРДД и винта ТВД равны соответственно 0,9 и 0,8. Принять $c_{сII} = c_{сI}$.

Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД

В главе приведены общие критерии эффективности авиационного ГТД, характеризующие силовую установку в целом: как тепловую машину и как движитель. Рассмотрены зависимости удельной тяги и критериев эффективности от параметров цикла (T_r^* , π_Σ) и движителя (m , x), от внешних условий (V_n , T_n) и от потерь в узлах ($\eta_{сж}$, η_p , η_{II}).

§ 7.1. Общий к.п.д.

и удельный расход топлива

Общим к.п.д. называется отношение полезной работы PV_n передвижения летательного аппарата к располагаемой энергии $G_1 Q_0$ внесенного в двигатель топлива. Так как отношение тяги двигателя к расходу воздуха через основной контур равно удельной тяге $P_{удГ1}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло, то выражение общего к. п. д. можно записать в следующем виде:

$$\eta_0 = \frac{P_{удГ1} V_n}{Q_0} . \quad (7.1)$$

Умножая числитель и знаменатель полученного выражения на работу цикла, имеем

$$\eta_0 = \eta_e \eta_{дж} . \quad (7.2)$$

Общий к. п. д. показывает, какая часть располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива преобразуется в полезную работу передвижения летательного аппарата. Он характеризует двигатель в целом: и как тепловую машину, и как движитель.

Однако общим к. п. д. нельзя оценивать эффективность двигателя при $V_n=0$, так как в этих условиях $\eta_0=0$. А поскольку большая часть испытаний авиационных двигателей ведется в стендовых условиях при нулевой скорости полета, на практике

в качестве критерия эффективности турбореактивного двигателя используется удельный расход топлива $C_{y\partial}$ (1.7).

Выражая расход топлива и тягу в формуле (1.7) соответственно через относительный расход топлива q_T и удельную тягу $P_{y\partial GI}$, получаем

$$C_{y\partial} = \frac{3600 q_T \nu'_T}{P_{y\partial GI}}, \quad (7.3)$$

где $\nu'_T = G_{в.г}/G_{вхI}$ — коэффициент изменения массы воздуха в проточной части двигателя от сечения BX до Γ (в гл. 7, как и в гл. 5 и 6, изменением массы рабочего тела пренебрегаем, коэффициент ν'_T принимается равным единице).

Относительный расход топлива q_T при известной удельной низшей теплоте сгорания H_u однозначно определяется располагаемой энергией Q_0 внесенного в двигатель топлива $q_T = Q_0/H_u$. С учетом этого на основании (7.1) и (7.3) получим связь между удельным расходом топлива и общим к.п.д.:

$$C_{y\partial} = \frac{3600 V_n}{H_u \eta_0}. \quad (7.4)$$

Как следует из (7.4), удельный расход топлива при $V_n = \text{const}$ и $H_u = \text{const}$ изменяется обратно пропорционально общему к. п. д. С увеличением эффективности двигателя общий к. п. д. растёт, а удельный расход топлива снижается.

Общий к. п. д. (так же, как эффективный к. п. д. и к. п. д. движителя) зависит от параметров цикла (T_{Γ}^* и λ_{Σ}) и движителя (m и x), от внешних условий (V_n и T_n) и потерь в узлах ($\eta_{сж}$, η_p , η_{II}), от коэффициента полноты сгорания топлива η_T . От этих же факторов, а также от удельной теплоты сгорания топлива H_u , зависит, следовательно, и удельный расход топлива.

Общий к. п. д. лучших современных ТРДД в условиях длительной работы ($H=11$ км, $M_n=0,8..0,85$) примерно равен 0,3. Около 70% тепловой энергии, внесенной в двигатель с топливом, рассеивается в атмосфере: 50% — в виде горячих выхлопных газов, вытекающих из основного контура; 10% — в виде подогретого воздуха, вытекающего из наружного контура, и еще 10% — в виде кинетической энергии струи рабочего тела, покинувшего движитель (наружный и внутренний контуры). Такому к. п. д. соответствует удельный расход топлива, равный $\approx 0,6$ кг/даН·ч.

При постоянном общем к. п. д., а значит при постоянной эффективности двигателя, удельный расход топлива изменяется с изменением скорости полета (7.4) и поэтому в рассматриваемом случае не может быть критерием эффективности. Это обу-

словлено тем, что величина $C_{y\partial}$ определяется как отношение массового расхода топлива к тяге, а не к работе передвижения летательного аппарата.

Введем понятие удельного расхода топлива C_N как отношение величины G_T к тяговой мощности N_P : $C_N = 3600G_T/N_P$. Выражая мощность через тягу $N_P = PV_{п}$, имеем $C_N = C_{y\partial}/V_{п}$. С учетом уравнения (7.4) получим

$$C_N = \frac{3600}{H_u \eta_0}$$

Удельный расход топлива C_N при $\eta_0 = \text{const}$ не зависит от скорости полета и для топлива с постоянной удельной теплотой сгорания однозначно определяется общим к. п. д. Однако величина C_N при $V_{п} = 0$ обращается в бесконечность, поэтому удельный расход C_N , как и общий к. п. д., не может служить критерием для оценки эффективности двигателей по результатам их стендовых испытаний.

Экономичность ТРД и ТРДД оценивается, как уже отмечалось, по удельному расходу топлива $C_{y\partial}$. Это неприемлемо для ТВД, так как тяга винта этого двигателя в условиях стендовых испытаний не замеряется. (Критерием $C_{y\partial}$ экономичность ТВД оценивается только в тех случаях, когда его эффективность необходимо сравнить с эффективностью ТРД или ТРДД). Обычно для такой оценки применяется расход топлива $C_e = 3600G_T/N_B$. Учитывая, что $N_B = N_P/\eta_B$, а отношение η_0/η_B равно эффективному к. п. д. (без учета механических потерь), получаем

$$C_e = \frac{3600}{H_u \eta_e} \quad (7.5)$$

Удельный расход топлива C_e ТВД при $H_u = \text{const}$ однозначно определяется эффективным к. п. д. Величина C_e характеризует двигатель только как тепловую машину.

§ 7.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от параметров цикла

Влияние параметров цикла (температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления) на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии, что величины $V_{п}$, T_B , $\eta_{сж}$, η_P , η_{II} , η_I и m сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задается равенством скоростей $c_{сII} = c_{сI}$.

7.2.1. Зависимость удельных параметров двигателя от температуры газа перед турбиной

Влияние температуры T_r^* на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной суммарной степени повышения давления.

Влияние температуры газа перед турбиной на удельную тягу. При принятых условиях его целесообразно анализировать по формуле (6.18). С повышением T_r^* возрастает работа цикла (см. § 5.3), что и оказывает определяющее влияние на удельную тягу: она увеличивается на всех трех типах ГТД вследствие увеличения количества тепла, подведенного к рабочему телу (рис. 7.1, а). Сделанный вывод относится и к удельной тяге движителя $P_{уд}$, и к удельной тяге $P_{удГ}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло.

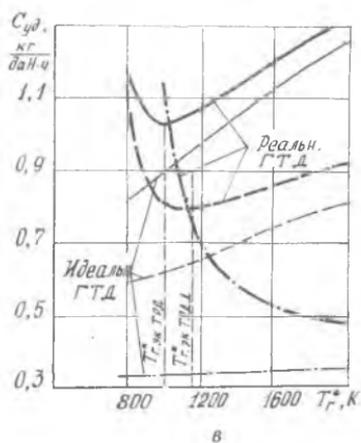
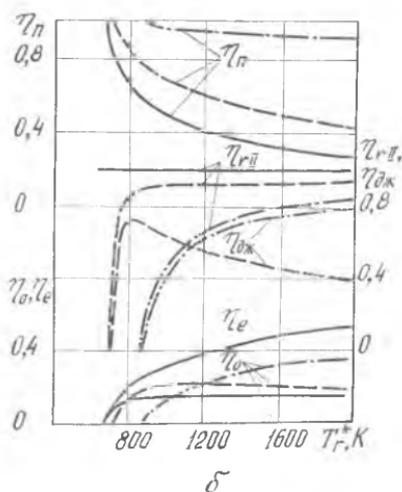
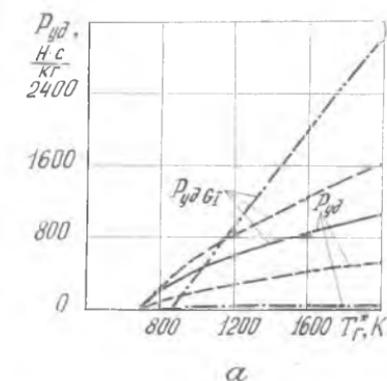


Рис. 7.1. Зависимость удельной тяги (а), к. п. д. (б) и удельного расхода топлива (в) от температуры газа перед турбиной ($T_n = 216,5$ К, $V_n = 200$ м/с, $\pi_n = 25$, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, η_{II} ТРД = 0,9, η_{II} ТВД = 0,96): — — ТРД; - - - - - ТВД, $m = 80$

При изменении температуры T_{Γ}^* , строго говоря, не сохраняется постоянным и коэффициент $\eta_{\Gamma\Pi}$. Однако при $m = \text{const}$ и постоянном аэродинамическом совершенстве движителя он изменяется так же, как и работа цикла (6.8). Причем в рабочем диапазоне температур T_{Γ}^* коэффициент $\eta_{\Gamma\Pi}$ изменяется незначительно.

Рост P_{y0} при условии обеспечения заданной абсолютной тяги ведет к снижению габаритов и массы двигателя. Поэтому *увеличение температуры газа перед турбиной — основная тенденция авиационного двигателестроения. За 45 лет работы над совершенствованием ГТД температура T_{Γ}^* увеличилась от ~ 1000 до $1600 \dots 1800$ К, т. е. почти на 800 К. Каждый год она увеличивается в среднем на ~ 20 К.*

При уменьшении температуры газа перед турбиной до минимального значения $T_{\Gamma \text{ min}}^*$ удельная тяга ГТД падает до нуля, так как количество подведенного к рабочему телу тепла, уменьшаясь, становится равным величине потерь.

Для ТРД работа цикла при этом равна нулю, а значение $T_{\Gamma \text{ min}}^*$ определяется по формуле (5.9). В ТРДД и ТВД к тепловым и гидравлическим потерям в основном контуре двигателя добавляются гидравлические потери в движителе. Поэтому в этих двигателях количество тепла $Q_1 = c_{p,2} (T_{\Gamma \text{ min}}^* - T_{\text{к}}^*)$, подведенного к рабочему телу и затраченного на преодоление потерь, соответственно больше. Следовательно,

$$T_{\Gamma \text{ min}}^* \text{ ТВД} > T_{\Gamma \text{ min}}^* \text{ ТРДД} > T_{\Gamma \text{ min}}^* \text{ ТРД},$$

а работа цикла больше нуля и затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре (винте) $L_{\Gamma\Pi m} = L_c$. Коэффициент гидравлических потерь $\eta_{\Gamma\Pi}$ в точке с минимальной температурой газа перед турбиной равен нулю (6.8).

Влияние температуры газа перед турбиной на удельный расход топлива (см. рис. 7.1, б, в). Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально общему к. п. д., который равен произведению эффективного к. п. д. на коэффициент гидравлических потерь $\eta_{\Gamma\Pi}$ и на полетный к. п. д.

При минимальной температуре $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{ min}}^*$ общий к. п. д. двигателя равен нулю, а удельный расход топлива стремится к бесконечности, так как в этом случае удельная тяга двигателя равна нулю. Как отмечалось, с повышением температуры газа перед турбиной увеличивается эффективный к. п. д. (§ 5.5), а также коэффициент гидравлических потерь $\eta_{\Gamma\Pi}$, что объясняется увеличением работы цикла и уменьшением доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь. Одновременно увеличиваются скорость рабочего тела за движителем c_c , а следовательно, и потери кинетической энергии с выходной скоростью, т. е. уменьшается полетный к. п. д.

Таким образом, с увеличением T_{Γ}^ на общий к. п. д. и удельный расход топлива два фактора оказывают противоположное*

влияние. Вначале (при небольших температурах) преобладает уменьшение доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь, затем (при высоких температурах) — увеличение потерь кинетической энергии. Это приводит к тому, что общий КПД вначале увеличивается, затем уменьшается, а при некоторой температуре, которую называют экономической $T_{г.эк}^*$, имеет максимум.

Чтобы определить, от каких параметров зависит экономическая температура, выразим общий к. п. д. через параметры рабочего процесса и полученную функцию исследуем на максимум.

Для этого в формулу (7.1) из (6.18) подставим величину удельной тяги, а располагаемую энергию внесенного в двигатель топлива выразим через температуру газа перед турбиной (см. § 5.1 и 5.4). Тогда

$$\eta_0 = \frac{V_{II} (m+1) \eta_{rII}}{c_p (T_{г}^* - T_{к}^*)} \left(\sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_{II}^2} - V_{II} \right).$$

С учетом зависимости (5.5) работу цикла выразим через работу расширения и сжатия. Причем работу расширения представим в следующем виде:

$$L_p = T_{г}^* l_p, \text{ где } l_p = c_{p,z} \left(1 - 1/\pi^{\frac{\kappa-1}{\Sigma}} \right) \eta_{rII}.$$

Пренебрегая изменением теплоемкости рабочего тела, имеем

$$\eta_0 = c_1 \frac{\sqrt{c_2 (T_{г}^* l_p - L_{сж}) + V_{II}^2} - V_{II}}{T_{г}^* - T_{к}^*},$$

где
$$c_1 = \frac{V_{II} (m+1) \eta_{rII}}{c_p}; \quad c_2 = \frac{2\eta_{rII}}{m+1}.$$

Продифференцируем η_0 по $T_{г}^*$, полагая, что c_1 и c_2 не зависят от температуры газа перед турбиной:

$$\frac{\partial \eta_0}{\partial T_{г}^*} = c_1 \frac{\frac{c_2 l_p}{2 \sqrt{c_2 (T_{г}^* l_p - L_{сж}) + V_{II}^2}} - \left[\sqrt{c_2 (T_{г}^* l_p - L_{сж}) + V_{II}^2} - V_{II} \right]}{(T_{г}^* - T_{к}^*)^2}.$$

Приравняв производную к нулю, после некоторых преобразований получаем

$$T_{г.эк}^* = \frac{2L_{сж}}{l_p} - T_{к}^* + \frac{2V_{II}}{l_p} \sqrt{\frac{L_{сж} - T_{к}^* l_p}{c_2}}.$$

Выражение для $T_{г.эк}^*$ можно привести к следующему виду:

$$T_{г.эк}^* = T_{II} \left\{ \left[\pi^{\frac{\kappa-1}{\Sigma}} \left(\frac{2}{\eta_{rII}} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{сж}} - 1 + \right.$$

$$+ M_n^2 \sqrt{\kappa R} \sqrt{\left\{ \left[\frac{\kappa-1}{\pi_\Sigma^\kappa} \left(\frac{1}{\eta_p} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_{сж}} - 1 \right\} \frac{\pi_\Sigma^\kappa (m+1)}{c_p \left(\frac{\kappa-1}{\pi_\Sigma^\kappa} - 1 \right) 2 \eta_{rII}} \right\}}. \quad (7.6)$$

Из (7.6) следует, что экономическая температура газа перед турбиной зависит от потерь в узлах двигателя ($\eta_{сж}$, η_p , η_{rII}), скорости полета, суммарной степени повышения давления π_Σ , температуры наружного воздуха и от степени двухконтурности.

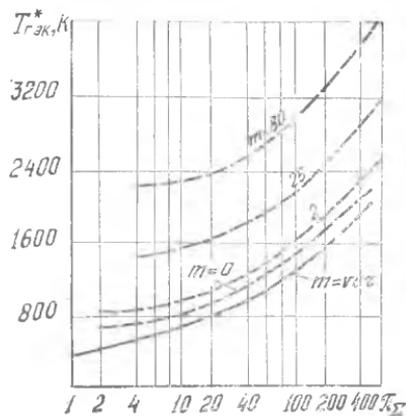
Для идеального ГТД ($\eta_{сж} = 1$, $\eta_p = 1$) из выражения (7.6) получим $T_{г.эк}^* = T_{кз}^*$. Максимум общего к. п. д. и минимум удельного расхода топлива достигаются при минимальной температуре газа перед турбиной, а увеличение T_g^* приводит к непрерывному росту удельного расхода $C_{уд}$, что объясняется действием одного фактора — увеличением потерь кинетической энергии (см. рис. 7.1, в).

Увеличение потерь в узлах двигателя приводит к смещению минимума удельного расхода топлива в сторону больших значений температуры газа перед турбиной. С увеличением скорости полета потери кинетической энергии с выхлопными газами уменьшаются, что приводит к увеличению экономической температуры газа перед турбиной. С увеличением суммарной степени повышения давления рабочего тела температура $T_{г.эк}^*$ увеличивается (рис. 7.2). Кроме того, из выражения (7.6) следует, что экономическая температура $T_{г.эк}^*$ изменяется пропорционально температуре наружного воздуха.

С увеличением степени двухконтурности экономическая температура повышается и на различных типах ГТД наблюдается различный характер зависимостей удельного расхода топлива от температуры T_g^* . На ТРД температура газа перед турбиной обычно превышает величину $T_{г.эк}^*$. В этом случае с увеличением T_g^* удельный расход топлива возрастает. На ТВД, наоборот, значение $T_{г.эк}^*$ выше максимально достигнутых в настоящее время температур, поэтому с увеличением T_g^* удельный расход топлива $C_{уд}$ монотонно снижается (см. рис. 7.1, в).

Отмеченные особенности функции $C_{уд} = f(T_g^*)$ объясняются различным изменением к. п. д. движителя (7.2), поскольку газотурбинные двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга. На ТРД с увеличением T_g^* к. п. д. движителя, равный полетному к. п. д., значительно снижается (см. рис. 7.1, б) вследствие увеличения потерь кинетической энергии. На ТВД, где внесенная в двигатель энергия распределяется по большей массе рабочего тела, потери кинетической энергии невелики, поэтому снижение полетного к. п. д. с ростом T_g^* компенсируется увеличением коэффициента гидравлических потерь

Рис. 7.2. Зависимость экономической температуры газа перед турбиной от суммарной степени повышения давления при различных значениях степени двухконтурности и скорости полета ($T_n = 216,5 \text{ К}$): — — — $V_n = 0$; - - - - $V_n = 750 \text{ км/ч}$



и к. п. д. двигателя ТВД (к. п. д. винта) в рабочем диапазоне сохраняется примерно постоянным. Величина к. п. д. двигателя ТРДД занимает промежуточное положение между значениями $\eta_{дж}$ ТРД и ТВД. Такое же положение занимает и температура $T_{г.эк}^*$ ТРДД — с увеличением степени двухконтурности она увеличивается и удельный расход топлива ТРДД приближается к удельному расходу $C_{уд}$ ТВД как по величине, так и по характеру изменения.

Следствием различного изменения к. п. д. двигателя в зависимости от $T_{г}^*$ является также и различная интенсивность изменения удельной тяги по $T_{г}^*$ (см. рис. 7.1, а), что видно из формулы (6.16). Поскольку в рабочем диапазоне температур $T_{г}^*$ к. п. д. $\eta_{джТВД} \approx \text{const}$, удельная тяга ТВД изменяется линейно по работе цикла, а следовательно, и по температуре газа перед турбиной. Кривая зависимости удельной тяги ТРД от $T_{г}^*$ более пологая вследствие снижения к. п. д. двигателя. В частном случае, при $V_n = 0$, удельная тяга ТРД изменяется пропорционально корню квадратному из величины работы цикла (6.18, а).

Итак, экономическая температура газа перед турбиной, а следовательно, и характер изменения $C_{уд}$ по $T_{г}^*$, зависят от к. п. д., π_{Σ} , V_n , T_n и m . Здесь подробно проанализировано влияние только степени двухконтурности (типов двигателей) на функцию $C_{уд} = f(T_{г}^*)$. Следует, однако, иметь в виду, что аналогичное влияние оказывает каждый из перечисленных факторов, если изменять его в широких пределах. Например, при значительном снижении к. п. д. ($\eta_{сж}$, η_p , η_{rII}), увеличении π_{Σ} или скорости полета V_n температура $T_{г.эк}^*$, как уже отмечалось, повышается, что ведет к расширению диапазона температур, в котором с увеличением $T_{г}^*$ удельный расход снижается (левая ветвь функции $C_{уд}$ удлиняется, правая — укорачивается). Поэтому функциональные зависимости, показанные

на рис. 7.1, в, справедливы, строго говоря, только для тех условий, которые указаны в подрисуночной подписи. Сделанный вывод важен для оценки влияния скорости полета, поскольку ГТД применяется в широком диапазоне скоростей. Так, на больших сверхзвуковых скоростях температура $T_{г.эк}^*$ существенно повышается (левая ветвь функции $C_{y\partial} = f(T_{г.эк}^*)$ становится доминирующей), на скоростях $V_{п}$, близких к предельным, с увеличением температуры $T_{г.эк}^*$ удельный расход топлива всегда снижается на ГТД любого типа и схемы при любых параметрах рабочего процесса.

По рис. 7.1 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при одинаковой температуре газа перед турбиной: удельная тяга $P_{y\partial}$ ТВД и ТРДД превышает удельную тягу ТРД, а $C_{y\partial}$ ТВД и ТРДД меньше $C_{y\partial}$ ТРД, что обусловлено увеличением степени двухконтурности.

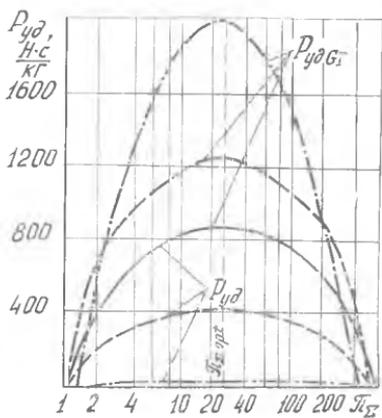
7.2.2. Зависимость удельных параметров двигателя от суммарной степени повышения давления

Влияние суммарной степени повышения давления на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной температуры газа перед турбиной.

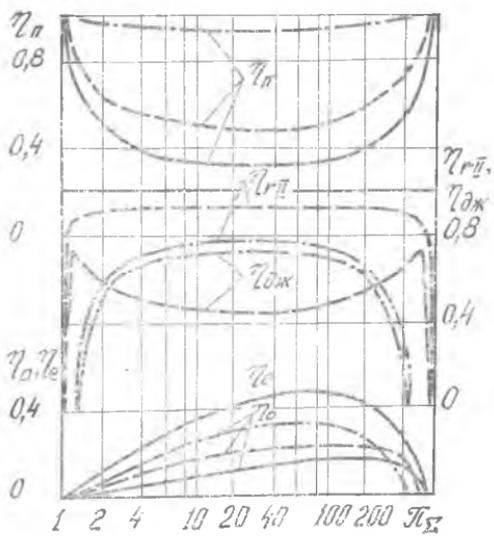
Зависимости удельной тяги и общего к. п. д. от суммарной степени повышения давления имеют максимум, а удельного расхода топлива — минимум (рис. 7.3). Максимум удельной тяги всех трех типов ГТД совпадает с максимумом работы цикла, т. е. достигается при оптимальной степени повышения давления π_{opt}^2 , и объясняется противоположным влиянием на L_e двух факторов: увеличением термического к. п. д. с ростом π_2 и одновременным уменьшением количества подведенного тепла.

Максимум общего к. п. д. и минимум удельного расхода топлива достигается при суммарной степени повышения давления, которую называют экономической $\pi_{2эк}$. Наличие максимума к. п. д. η_0 (минимума $C_{y\partial}$) объясняется противоположным влиянием этих же двух факторов, однако на величину η_0 ($C_{y\partial}$), строго говоря, влияет не уменьшение количества подведенного тепла, а возникающее в результате этого увеличение доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь, т. е. уменьшение коэффициентов гидравлических потерь $\eta_{г1}$ и $\eta_{г1'}$ (см. § 5.5 и § 6.3).

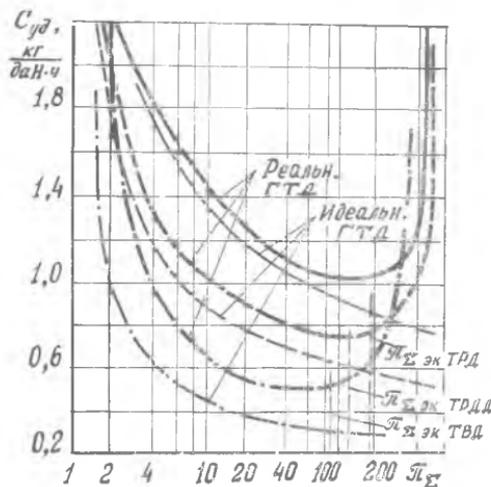
Разные типы ГТД имеют различные значения $\pi_{2эк}$. Для ТВД $\pi_{2эк} = \pi_2'$ (максимум общего и эффективного к. п. д. достигается при одинаковом π_2), так как к. п. д. движителя $\eta_{\partialж}$ ТВД сохраняется практически постоянным в диапазоне величин π_2 , близких к π_2' . Для ТРД величина $\pi_{2эк} > \pi_2'$, поскольку в диапазоне степеней повышения давления от π_2' до $\pi_{2эк}$ общий к. п. д. возрастает вследствие увеличения полетного к. п. д. и преобладающего влияния



а



б



в

Рис. 7.3. Зависимость удельной тяги (а), к. п. д. (б) и удельного расхода топлива (в) от суммарной степени повышения давления ($T_n = 216,5 \text{ К}$, $V_n = 200 \text{ м/с}$, $T_\Gamma^* = 1600 \text{ К}$, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = -0,93$, $\eta_{ПТРДД} = 0,9$, $\eta_{ПТВД} = -0,96$): — ТРД; - - - ТРДД, $m = 2$; ···· — ТВД, $m = 80$

его на η_0 (см. рис. 7.3, б). По интенсивности изменения функции $\eta_n = f(\pi_\Sigma)$ ТРДД занимает промежуточное положение между ТРД и ТВД. Такое же положение занимает и экономическая степень повышения давления ТРДД, т. е.

$$\pi_{\Sigma \text{экТРД}} > \pi_{\Sigma \text{экТРДД}} > \pi_{\Sigma \text{экТВД}} = \pi_\Sigma'$$

Экономическая степень повышения давления и экономическая температура зависят от одинаковых факторов, но их влияние

на $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ и $T_{\Gamma \text{эк}}^*$ противоположно. Увеличение степени двухконтурности, скорости полета и потерь в узлах приводит к снижению $\pi_{\Sigma \text{эк}}$. Кроме того, $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ зависит от температуры газа перед турбиной, увеличиваясь с ростом T_{Γ}^* . Для идеального ГТД экономическая степень повышения давления равна предельной $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, т. е. увеличение π_{Σ} сопровождается непрерывным снижением удельного расхода топлива. При изменении $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ изменяется, следовательно, и характер функции $C_{y\partial} = f(\pi_{\Sigma})$: с увеличением $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ расширяется диапазон (левая ветвь функции), в котором удельный расход топлива снижается по π_{Σ} .

При минимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{min}}$ удельная тяга и общий к. п. д. равны нулю, а удельный расход топлива стремится к бесконечности.

Для ТРД $\pi_{\Sigma \text{min}} = 1$, при этом работа цикла и эффективный к. п. д. равны нулю. Для ТРДД и ТВД $\pi_{\Sigma \text{min}} > 1$ и $L_c > 0$, при этом вся работа цикла затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД), т. е. $L_c = L_{r11m}$, а коэффициент гидравлических потерь, и соответственно к. п. д. двигателя, равны нулю. Так как с ростом степени двухконтурности гидравлические потери увеличиваются, то

$$\pi_{\Sigma \text{min}} \text{ТВД} > \pi_{\Sigma \text{min}} \text{ТРДД} > \pi_{\Sigma \text{min}} \text{ТРД.}$$

При предельной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, когда подведенное тепло, уменьшаясь, становится равным потерям в основном контуре двигателя и в двигателе, удельная тяга и общий к. п. д. также обращаются в нуль, а удельный расход топлива стремится к бесконечности.

Для ТРД $\pi_{\Sigma \text{пр}}$ определяется по формуле (5.9,а) при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{пр}}$ работа цикла равна нулю. Для ТРДД и ТВД работа цикла в предельной точке больше нуля, она затрачивается на преодоление гидравлических потерь в двигателе. Так как в ТРДД и ТВД, кроме потерь в основном контуре, имеются гидравлические потери в двигателе, то

$$\pi_{\Sigma \text{пр}} \text{ТВД} < \pi_{\Sigma \text{пр}} \text{ТРДД} < \pi_{\Sigma \text{пр}} \text{ТРД.}$$

Следует иметь в виду, что на двигателях, предназначенных для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов, реализованные в настоящее время степени повышения давления незначительно превосходят оптимальные, но существенно меньше экономических ($\pi_{\Sigma \text{эк}}$, как и π'_{Σ} , в 2...4 раза превышают $\pi_{\Sigma \text{opt}}$). Поэтому дальнейшее увеличение $\pi_{\Sigma} (\pi_{\Sigma}^*)$ на этих двигателях приводит к незначительному изменению удельной тяги, поскольку в окрестностях максимума функция $P_{y\partial} = f(\pi_{\Sigma})$ протекает полого, а удельный расход топлива с увеличением π_{Σ} , как правило, снижается — это главная закономерность его изменения по π_{Σ} , а увеличение степени повышения давления в компрессоре — основная тенденция развития авиационного двигателестроения. За 45 лет работы над ГТД величина π_{Σ}^* увеличилась от 3...4 до 30...35, т. е. примерно в 10 раз.

По рис. 7.3 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при одинаковой суммарной степени повышения давления. С переходом от ТРД к ТРДД и ТВД в рабочем диапазоне величин π_{Σ} удельная тяга $P_{y\partial G1}$ увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается. Улучшение удельных параметров с увеличением степени двухконтурности сопровождается снижением удельной тяги двигателя $P_{y\partial}$, следовательно, такое улучшение обеспечивается за счет увеличения габаритов силовой установки летательного аппарата. Отличия двигателей по величине удельного расхода топлива и по характеру его изменения в зависимости от π_{Σ} (как и от T_r^*) являются следствием их различия по к. п. д. $\eta_{\partial ж}$.

Рассмотренные в этом разделе закономерности применимы к анализу влияния степени повышения давления в компрессоре на удельные параметры газотурбинных двигателей, что можно проследить по приведенным рисункам, имея в виду, что π_{Σ} и π_{κ}^* связаны формулой (5.8).

В гл. 5 было показано, что оптимальная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa}^*_{opt}$, соответствующая максимуму удельной тяги, значительно уменьшается с увеличением скорости полета (см. рис. 5.9). Еще значительно уменьшается экономическая степень повышения давления $\pi_{\kappa.э\kappa}^* = \pi_{\Sigma э\kappa} / \pi_V \sigma_{вх}$, так как с увеличением V_{II} величина $\pi_{\Sigma opt}$ сохраняется неизменной, а $\pi_{\Sigma э\kappa}$ снижается.

Проделанный в § 7.2 анализ позволяет сделать вывод, что температура газа перед турбиной и суммарная степень повышения давления оказывают на параметры двигателя весьма значительное влияние (рис. 7.4). Двигатель с невысокими зна-

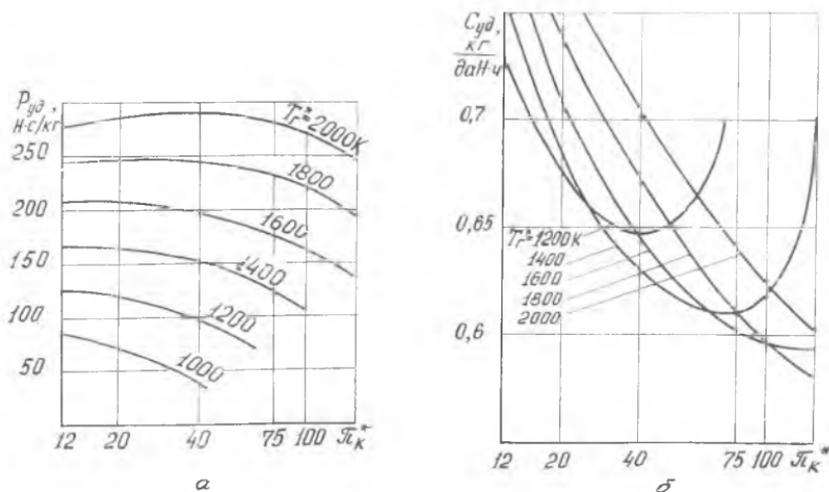


Рис. 7.4. Зависимость удельной тяги ТРДД (а) и удельного расхода топлива (б) от параметров цикла ($T_{II} = 216,5$ К, $V_{II} = 250$ м/с, $m = 6$)

чениями $T_{г}^*$ и λ_{Σ} не может быть экономичным. В этом смысле параметры цикла оказывают на удельную тягу и удельный расход топлива определяющее влияние.

§ 7.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя

Влияние параметров движителя на удельные параметры ТРДД проанализируем при постоянных параметрах цикла и постоянных внешних условиях. Так как три основных типа ГТД отличаются друг от друга именно параметрами движителя, то такой анализ означает сравнение удельных параметров различных типов ГТД.

В предыдущей главе были рассмотрены зависимости удельной тяги от параметров движителя: $P_{y\delta G1} = f(m)$ при $c_{cII} = c_{cI}$ и $P_{y\delta G1} = f(x)$ при $m = \text{const}$ и показано, что функция $P_{y\delta G1} = f(x)$ при оптимальном распределении энергии между контурами (x_{opt}) имеет относительный максимум (соответствующий заданному значению m). Абсолютный максимум удельной тяги в функции двух переменных (m и x) определить аналитически весьма сложно [31]. Для заданных значений $T_{п}$, $V_{п}$, $T_{г}^*$, τ_{Σ} при принятом уровне потерь эта задача может быть решена расчетным путем (рис. 7.5). В рассматриваемом численном примере увеличение степени двухконтурности от единицы до оптимального значения $m_{opt} = 50$ приводит к увеличению коэффициента x_{opt} от $\approx 0,45$ до $0,95$, и к соответствующему увеличению удельной тяги от 1100 Нс/кг до максимального значения $P_{y\delta G1max} = 2100$ Нс/кг. Дальнейшее повышение степени двухконтурности приводит к уменьшению удельной тяги.

Максимум удельной тяги двигателя $P_{y\delta G1}$ одновременно по двум переменным практически равен максимуму удельной тяги, который достигается при условии оптимальной степени двухконтурности и $c_{cII} = c_{cI}$ (см. § 6.4), так как в этом случае обеспечивается близкое к оптимальному распределение энергии между контурами.

Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя легко проанализировать по формуле (7.3). Числитель этой формулы при изменении m и x не изменяется, так как относительный расход топлива зависит от параметров цикла, а от параметров движителя не зависит. Поэтому удельный расход топлива в рассматриваемом случае изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги $P_{y\delta G1}$.

При постоянной степени двухконтурности и оптимальном распределении энергии между контурами удельный расход топ-

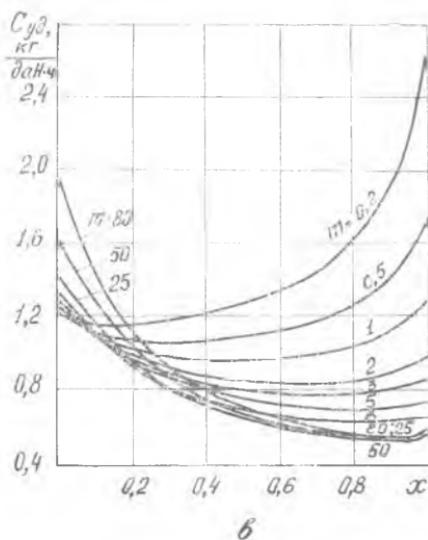
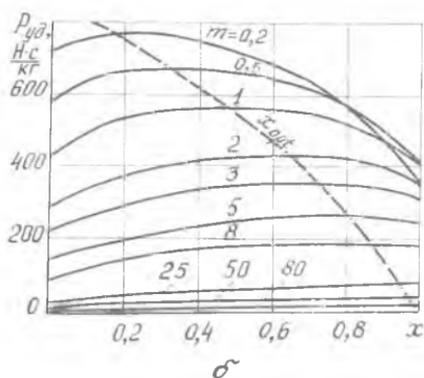
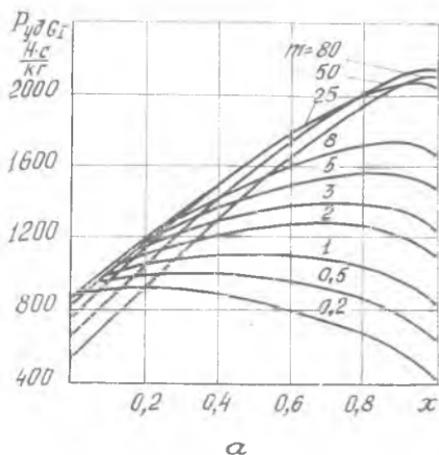


Рис. 7.5. Зависимость удельной тяги $P_{удГГ}$ (а), $P_{уд}$ (б) и удельного расхода топлива (в) от параметров движителя ($L_c=560$ кДж/кг, $V_{II}=200$ м/с, $\eta_{II}=0,96$)

лива имеет минимум, соответствующий максимуму удельной тяги. Причем при небольших степенях двухконтурности (которые незначительно отличаются от единицы) функция $C_{уд} = f(x)$ — пологая, и минимальный удельный расход топлива, а также максимальная удельная тяга, практически обеспечиваются при значительном отклонении x от x_{opt} .

Минимум удельного расхода топлива одновременно по двум переменным, как и соответствующий максимум удельной тяги $P_{удГГ}$, достигается при оптимальных параметрах движителя (m_{opt} и x_{opt}).

В приведенном ранее примере (см. рис. 7.5) с увеличением степени двухконтурности от единицы до оптимального значения удельный расход топлива уменьшается от ~ 1 до $0,5$ кг/даН·ч. Примерно такие же параметры движителя ($m=50-100$, $x \approx 0,95$) имеет ТВД, который и обеспечивает минимальный удельный расход топлива в рассматриваемых условиях полета.

Таким образом, эффективность ГТД можно значительно повысить, изменяя параметры движителя и приближая их к оптимальному значению. Изменяя степень двухконтурности и коэффициент x , можно получить ряд газотурбинных двигателей от ТРД ($m=0$, $x=0$) до ТВД с вертолетным винтом ($m \approx 1000$, $x=0,95-0,99$).

Следует, однако, иметь в виду, что с увеличением степени двухконтурности ТРДД снижается удельная тяга движителя $P_{уд}$. При этом заданная абсолютная тяга обеспечивается за счет увеличения расхода воздуха через движитель, что ведет к соответствующему увеличению габаритов и внешнего сопротивления двигателя. Поэтому при выборе степени двухконтурности ТРДД внешнее сопротивление необходимо учитывать, особенно при больших скоростях полета. В работе [31] показано, что в условиях длительного крейсерского высотного полета при $M_n=0,8$ оптимальная степень двухконтурности с учетом внешнего сопротивления снижается более чем в 2 раза, и соответствующим параметрам цикла соответствует $m_{opt}=6...8$.

Итак, наряду с повышением параметров цикла, основным направлением развития двухконтурных двигателей является увеличение параметров движителя. За 25 лет применения ТРДД степень двухконтурности увеличилась от $0,3...1$ до $6...8$ при соответствующем увеличении коэффициента x .

§ 7.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от внешних условий

Влияние скорости полета и температуры наружного воздуха на удельные параметры ГТД рассмотрим при условии, что T_g^* , m , $\eta_{сж}$, η_p , η_{II} , $\eta_{г}$ сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задано равенством скоростей $c_{стII}=c_{ст}$. Суммарная степень повышения давления при изменении внешних условий, как правило, не остается постоянной, так как изменяется степень повышения давления в воздухозаборнике и компрессоре. Величина π_v и коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике определяются числом M_n . Характер изменения π_k зависит от закона регулирования газотурбинного двигателя. Во многих случаях газотурбин-

ные двигатели регулируются таким образом, что при изменении внешних условий работа компрессора сохраняется неизменной. Поэтому в этом параграфе степень повышения давления в компрессоре определяется при условии сохранения изэнтропической работы:

$$L_{кС} = c_p T_n^* (\pi_{к}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) = \text{const.}$$

Из данной формулы следует, что с увеличением полной температуры на входе в двигатель $\pi_{к}$ уменьшается.

7.4.1. Зависимость удельных параметров двигателя от скорости полета

Влияние скорости полета на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной температуры наружного воздуха.

Несмотря на уменьшение $\pi_{к}^*$, с возрастанием скорости полета суммарная степень повышения давления увеличивается вследствие значительного увеличения π_V :

$M_n = 1$	2	3	4	5
$\pi_V = 1,9$	7,8	37,7	152	529

Проанализируем зависимость удельной тяги трех основных типов ГТД от скорости полета. Для этого преобразуем равенство (6.16), выразив к. п. д. двигателя через коэффициент гидравлических потерь η_{rII} и полетный к. п. д. (6.9), полетный к. п. д. — через скорость истечения (6.14), а скорость истечения — через работу цикла (6.17).

После преобразования имеем

$$P_{удOI} = \frac{2L_e \eta_{rII}}{V_n + \sqrt{\frac{2L_e \eta_{rII}}{m+1} + V_n^2}} \quad (7.7)$$

С изменением скорости полета работа цикла изменяется при принятых условиях только вследствие изменения суммарной степени повышения давления. Характер зависимости работы цикла от скорости V_n (рис. 7.6) определяется в основном функ-

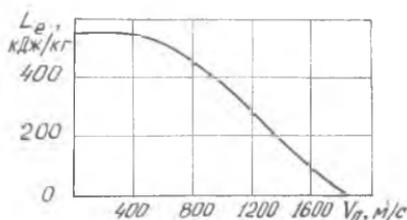


Рис. 7.6. Зависимость работы цикла от скорости полета ($T_n = 216,5$ К, $T_n^* = 1600$ К, $L_{кС} = 310$ кДж/кг, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$)

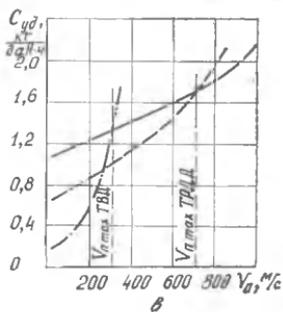
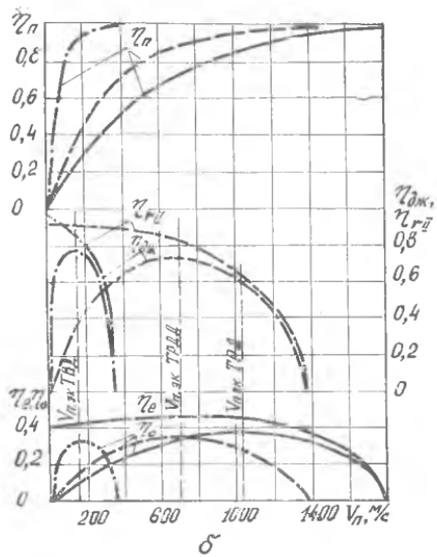
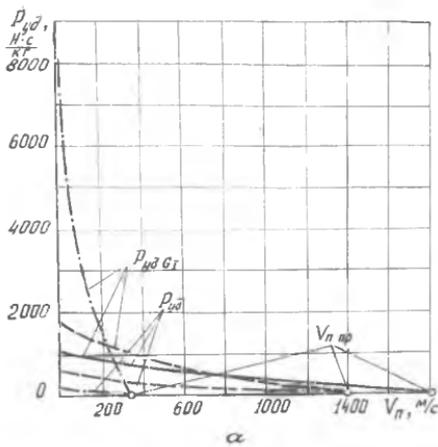


Рис. 7.7. Зависимость удельной тяги (а), к. п. д. (б) и удельного расхода топлива (в) от скорости полета ($T_n = 216,5 \text{ К}$, $T_r^* = 1600 \text{ К}$, $L_{кс} = 310 \text{ кДж/кг}$, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, $\eta_{II \text{ ТРДД}} = 0,9$, $\eta_{II \text{ ТВД}} = 0,96$): — — ТРД; - - - - ТРДД, $m = 2$, - · - · - ТВД, $m = 80$

цией $L_e = f(\pi_\Sigma)$. При увеличении V_p работа цикла вначале изменяется незначительно, так как суммарная степень повышения давления обычно мало отличается от оптимальной, поэтому при анализе формулы (7.7) в первом приближении можно принять $L_e = \text{const}$. Дальнейшее увеличение скорости V_p (при $\pi_\Sigma > \pi_{\Sigma \text{opt}}$) приводит к уменьшению работы цикла, так как уменьшается количество подведенного к рабочему телу тепла Q_1 .

Из формулы (7.7) следует, что удельная тяга ГТД $P_{удГТ}$ с увеличением скорости полета уменьшается, причем на ТРДД и ТВД она уменьшается более интенсивно (рис. 7.7).

Снижение удельной тяги с увеличением скорости полета объясняется двумя причинами. Одну из причин легко установить, если предположить, что в определенном диапазоне летных условий работа передвижения летательного аппарата $P_{удГТ} V_p$ сохраняется примерно постоянной. Как следует из формулы (6.16), она равна произведению работы цикла на к. п. д. двигателя $L_e \eta_{дж}$. Далее будет показано, что при дозвуковых и умеренных

сверхзвуковых скоростях полета с увеличением V_n к. п. д. двигателя возрастает. Поэтому снижение работы цикла компенсируется увеличением к. п. д. двигателя. В результате работа передвижения изменяется незначительно. Итак, снижение удельной тяги объясняется тем, что газотурбинный двигатель в определенном диапазоне скоростей полета «вырабатывает» примерно постоянную работу, а из условия $P_{удГ} V_n = \text{const}$ следует, что удельная тяга должна изменяться при этом обратно пропорционально скорости полета.

Второй причиной снижения удельной тяги является уменьшение подведенного к рабочему телу тепла Q_1 из-за увеличения температуры рабочего тела за компрессором, что ведет к снижению работы L_e (как уже отмечалось), а следовательно, и удельной тяги.

При некотором значении скорости, которое будем называть предельным $V_{п.пр}$, удельная тяга обращается в нуль, так как суммарная степень повышения давления достигает предельной величины, и все подведенное тепло идет на преодоление потерь. Вследствие того, что

$$\pi_{\Sigma \text{ пр ТВД}} < \pi_{\Sigma \text{ пр ТРДД}} < \pi_{\Sigma \text{ пр ТРД}},$$

имеем

$$V_{п.пр \text{ ТВД}} < V_{п.пр \text{ ТРДД}} < V_{п.пр \text{ ТРД}}.$$

Снижение удельной тяги $P_{удГ}$ (а следовательно и $P_{уд}$) с увеличением скорости полета приводит к увеличению полетного к. п. д. всех типов ГТД [см. формулу (6.14, а) и рис. 7.7, б]. Поэтому к. п. д. двигателя ТРД, равный полетному к. п. д., с возрастанием скорости V_n от нуля до предельной величины увеличивается соответственно от 0 до 1. К. п. д. двигателей ТРДД и ТВД зависит, кроме того, от коэффициента гидравлических потерь, который изменяется противоположно изменению полетного к. п. д. (снижается с увеличением V_n). При $V_n = 0$ полетный к. п. д. равен нулю, а при $V_n = V_{п.пр}$ нулю равен коэффициент гидравлических потерь. Поэтому $\eta_{дж}$ ТРДД и ТВД по скорости полета имеет максимум: вначале (на небольших скоростях) на величину $\eta_{дж}$ преобладающее влияние оказывает полетный к. п. д., а затем (на больших скоростях) — коэффициент гидравлических потерь. ТРДД занимает промежуточное положение между ТРД и ТВД, соответствующее значение имеет и к. п. д. двигателя ТРДД: с увеличением t величина $\pi_{дж}$ ТРДД приближается к $\eta_{дж}$ ТВД (к. п. д. винта).

Общий к. п. д. с увеличением скорости полета вначале увеличивается, достигает максимума при некоторой скорости, которую назовем экономической $V_{п.эк}$, затем уменьшается до нуля (см рис. 7.7, б). Наличие максимума общего к. п. д. по V_n объясняется влиянием тех же факторов, которые обуславливают возникновение его по суммарной степени повышения давле-

ния. Экономическая скорость полета различных типов ГТД изменяется так же, как и экономическая суммарная степень повышения давления, т. е.

$$V_{п.эктВД} < V_{п.эктТРДД} < V_{п.эктТВД}.$$

На всех типах ГТД удельный расход топлива увеличивается по скорости полета (рис. 7.7, в), несмотря на повышение общего к. п. д., так как увеличение скорости полета (7.4) преобладает над ростом общего к. п. д. Это можно объяснить увеличением работы, производимой каждой единицей тяги с ростом скорости $V_{п.}$ и необходимостью затрачивать для совершения этой работы все большее количество топлива в расчете на единицу тяги.

Увеличение $C_{y\partial}$ с увеличением $V_{п.}$ не означает снижения эффективности ГТД, а подтверждает (см. § 7.1) тот факт, что при изменении скорости полета величина $C_{y\partial}$ не является критерием эффективности двигателя.

7.4.2. Оптимальный ГТД для различных скоростей полета

Итак, с увеличением скорости полета удельная тяга всех трех типов ГТД уменьшается, а удельный расход топлива увеличивается. Типы ГТД различаются интенсивностью изменения удельных параметров (см. рис. 7.7).

Из формул (6.16) и (7.2) следует, что особенности изменения удельной тяги и общего к.п.д. по скорости полета (различная интенсивность) на различных типах ГТД обусловлены особенностями изменения к. п. д. движителя (так как газотурбинные двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга). На малых скоростях к. п. д. движителя ТРДД и ТВД в несколько раз превышают $\eta_{\partial ж}$ ТРД. На больших скоростях это различие уменьшается. А при некоторой скорости, которую назовем максимальной $V_{п. макс.}$, к. п. д. движителя, а следовательно, и удельные параметры ТРДД (ТВД) сравниваются с к.п.д. движителя и удельными параметрами ТРД (см. рис. 7.7, в). При дальнейшем увеличении скорости полета ТРДД (или ТВД) начинает уступать по удельным параметрам турбореактивному двигателю. По достижении предельной скорости $V_{п. пр}$ тяга всех трех типов ГТД, как было показано, становится равной нулю.

Отмеченные особенности изменения удельных параметров различных типов ГТД по $V_{п.}$ свидетельствуют о различном влиянии на к. п. д. движителя, а следовательно, и на удельные параметры ГТД, степени двухконтурности при различных скоростях полета. Объясняется это тем, что на различных скоростях полета степень двухконтурности по-разному влияет на потери кинетической энергии и на гидравлические потери в дви-

жителе. На малых скоростях, когда скорость истечения намного больше скорости полета и потери кинетической энергии относительно велики (полетный к. п. д. η_{II} низок), с увеличением m существенно уменьшаются потери кинетической энергии (к. п. д. η_{II} растет); при этом гидравлические потери в наружном контуре увеличиваются (коэффициент $\eta_{гII}$ снижается) незначительно. В результате оптимальная степень двухконтурности достигает большой величины, а к. п. д. двигателя ТРДД (к. п. д. винта ТВД) намного превышает полетный к. п. д. ТРД (см. рис. 6.7). На больших скоростях полета, когда потери кинетической энергии невелики, наоборот, с увеличением m полетный к. п. д. увеличивается незначительно, а коэффициент η_{II} значительно уменьшается (6.13). Поэтому оптимальная степень двухконтурности невелика, а к. п. д. двигателя ТРДД при больших V_{II} мало отличается от полетного к. п. д. ТРД (рис. 7.8).

Отсюда следует, что для достижения максимального к. п. д. $\eta_{дж}$, а следовательно максимальной удельной тяги и минимального удельного расхода топлива, параметры двигателя необходимо изменять по скорости полета: с увеличением V_{II} оптимальная степень двухконтурности и оптимальный коэффициент x , характеризующий распределение энергии между контурами, уменьшаются. Зависимость оптимальных параметров двигателя от скорости полета можно проанализировать также по формулам (6.19) и (6.22). Зависимости $\gamma_{ю} = f(V_{II})$, $S_{уд} = f(V_{II})$ для такого оптимального ГТД огибают большое число соответствующих зависимостей, характеризующих ГТД, которые отличаются по значениям m и x (рис. 7.9).

Каждый ГТД с постоянным значением m и x_{opt} является оптимальным только на одной, экономической, скорости полета. Применение этого ГТД на скоростях полета, отличающихся от экономической, приводит к снижению его эффективности по сравнению с эффективностью оптимального ГТД. На меньших скоростях тяга меньше максимальной, а удельный расход топ-

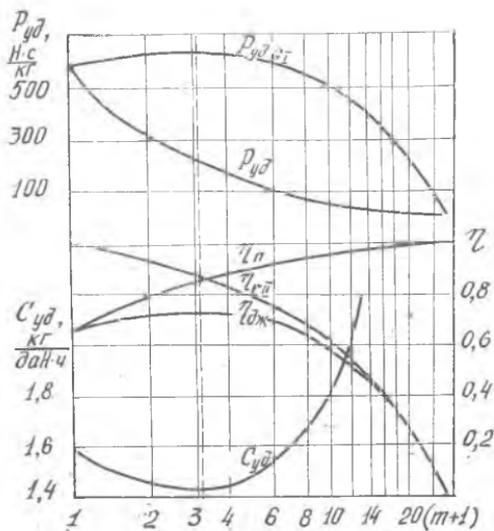


Рис. 7.8. Влияние степени двухконтурности на удельные параметры ГТД ($L_e = 520$ кДж/кг, $V_{II} = 590$ м/с, $\eta_{II} = 0,9$)

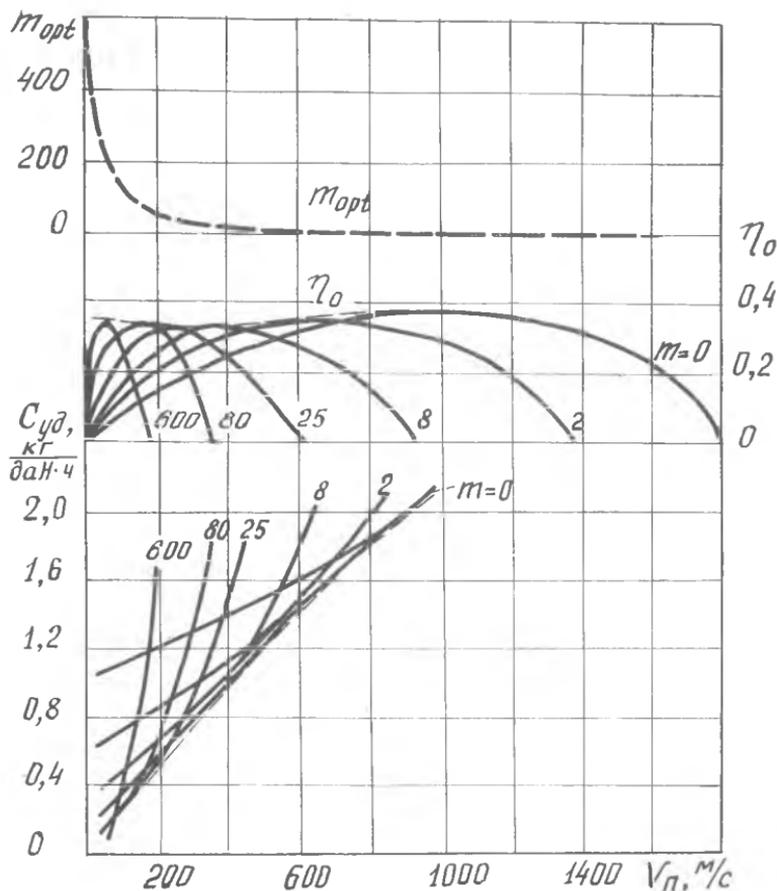


Рис. 7.9. К вопросу об оптимальном ГТД для различных скоростей полета ($T_n = 216,5$ К, $T_r^* = 1600$ К, $L_{кс} = 310$ кДж/кг, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$): — — для ГТД, $m = \text{const}$; - - - - для оптимального ГТД

лива больше минимального, так как $m < m_{opt}$; на больших скоростях его удельные параметры также хуже удельных параметров оптимального ГТД, так как $m > m_{opt}$. Поэтому для получения максимальной эффективности каждый тип ГТД (с данными значениями m и x) целесообразно применять в определенном диапазоне скоростей. Так, для частного случая (рис. 7.9) максимальный общий к. п. д. ГТД обеспечивается в следующем диапазоне скоростей:

ТВаД при $m = 600$
 ТВД при $m = 80$
 ТРДД при $m = 8$
 ТРД при $m = 0$

$0 < V_n < 80$ м/с;
 $80 < V_n < 220$ м/с;
 $150 < V_n < 400$ м/с;
 $400 < V_n < 1400$ м/с;

Экономическая скорость полета (а следовательно и рекомендуемый диапазон применения данного типа ГТД) зависит не только от степени двухконтурности, но и от параметров цикла, а также от потерь в узлах. Увеличение работы цикла или снижение потерь в двигателе приводит к увеличению характерных скоростей ($V_{п.э.к.}$, $V_{п.мак.}$, $V_{п.пр.}$) и расширению диапазона применения ГТД.

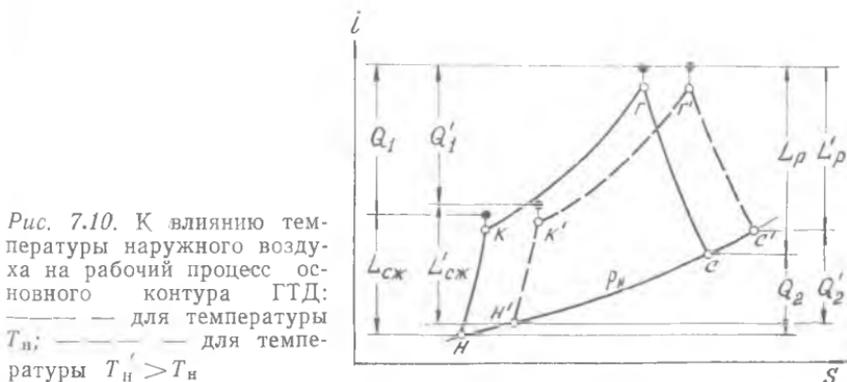
7.4.3. Зависимость удельных параметров двигателя от температуры наружного воздуха

Влияние температуры наружного воздуха рассмотрим при условии, что скорость полета сохраняется постоянной.

С повышением температуры наружного воздуха суммарная степень повышения давления уменьшается (рис. 7.10) при условии сохранения постоянной работы сжатия. Одновременно повышается температура в конце процесса сжатия и уменьшается количество тепла, подведенного к рабочему телу. При этом работа цикла уменьшается, так как при постоянной работе сжатия уменьшается работа расширения газа (5.7). Эффективный к. п. д. снижается вследствие снижения термического к. п. д. и коэффициента гидравлических потерь $\eta_{г1}$ в основном контуре двигателя (см. § 5.5).

Величина удельной тяги ГТД с повышением T_n изменяется так же, как и работа цикла. При этом коэффициент гидравлических потерь в двигателе $\eta_{г11}$ снижается, а полетный к. п. д. η_p растет. К. п. д. двигателя увеличивается из-за преобладающего влияния на него полетного к. п. д.

Общий к. п. д. изменяется так же, как и эффективный, вследствие преобладающего влияния эффективного к. п. д. Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально общему к. п. д. Удельные параметры ГТД с увеличением температуры наружного воздуха значительно ухудшаются (рис. 7.11).



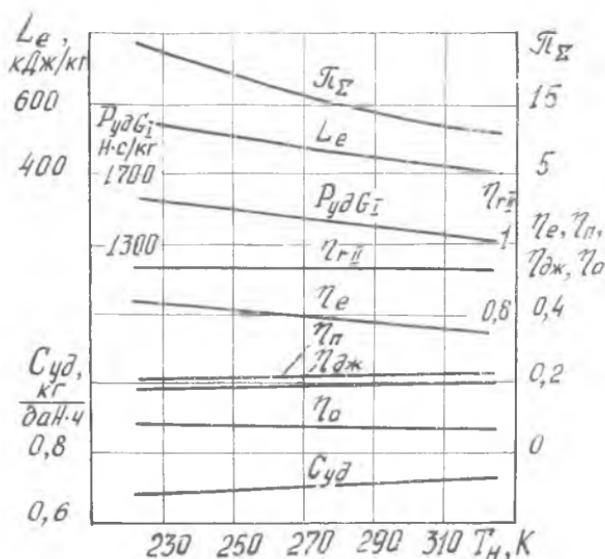


Рис. 7.11. Зависимость удельных параметров ТРДД от температуры наружного воздуха ($V_{п} = 70$ м/с, $T_{г}^* = 1600$ К, $L_{сж} = 390$ кДж/кг, $m = 2$, $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_{р} = 0,93$, $\eta_{II} = 0,9$)

§ 7.5. Зависимость удельных параметров двигателя от потерь в узлах

Проанализируем зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от потерь в узлах при условии, что параметры цикла, внешние условия и степень двухконтурности сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задано равенством скоростей $c_{ст1} = c_{ст}$.

Рассмотрим, как изменяются удельные параметры ГТД, если потери в процессах сжатия и расширения увеличиваются, т. е. к. п. д. $\eta_{сж}$ и $\eta_{р}$ уменьшаются при постоянных значениях к. п. д. наружного контура и коэффициента полноты сгорания топлива.

Снижение к. п. д. процесса сжатия $\eta_{сж}$ ведет к увеличению работы $L_{сж}$, необходимой для сжатия рабочего тела до заданного давления [см. уравнение (5.7) и рис. 7.12]. При этом увеличивается температура в конце процесса сжатия и уменьшается количество тепла Q_1 , подведенного к рабочему телу (1.4).

Снижение к. п. д. процесса расширения $\eta_{р}$ ведет к уменьшению работы расширения $L_{р}$. При этом увеличиваются темпера-

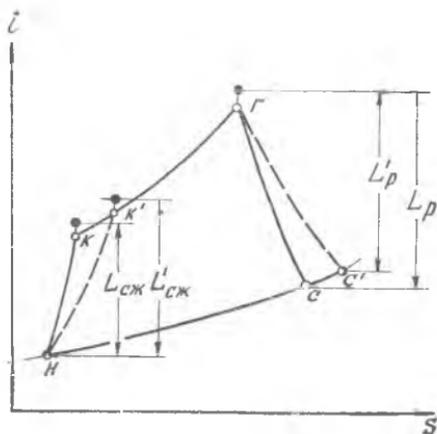


Рис. 7.12. К влиянию потерь в процессах сжатия и расширения на рабочий процесс основного контура ГТД: — — для КПД $\eta_{сж}$, η_p ; - - - для КПД $\eta_{сж} < \eta_{сж}$; $\eta_p < \eta_p$

тура в конце процесса расширения и количество тепла Q_2 , отведенного в атмосферу с выхлопными газами.

Оба фактора обуславливают уменьшение работы цикла, снижение коэффициента гидравлических потерь в основном контуре ГТД $\eta_{гп}$ (5.14) и эффективного к. п. д. (5.12).

Эффективность ГТД как тепловой машины снижается.

Как следует из уравнения (6.18), при уменьшении работы цикла уменьшается удельная тяга и соответственно снижаются потери кинетической энергии с выхлопными газами, увеличивается полетный к. п. д. Коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гп}$ со снижением L_p уменьшается (6.8), возрастает доля работы цикла, идущая на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре. К. п. д. $\eta_{п}$ и $\eta_{гп}$ оказывают на $\eta_{дж}$ противоположное влияние. Преобладающее влияние обычно оказывает полетный к. п. д., поэтому к. п. д. двигателя увеличивается (рис. 7.13).

Эффективный к. п. д. и к. п. д. двигателя, в свою очередь, оказывают противоположное влияние на общий к. п. д. В рассматриваемом случае преобладающее влияние оказывает η_e — при увеличении потерь в процессах сжатия и расширения общий к. п. д. двигателя всегда снижается, а удельный расход топлива увеличивается.

Рассмотрим, как влияют на удельные параметры двигателя потери в наружном контуре ТРДД (в винте ТВД). Изменение величины этих потерь не оказывает влияния на рабочий процесс в основном контуре двигателя: работа цикла и эффективный к. п. д. сохраняются неизменными, изменяются только параметры рабочего процесса в наружном контуре ТРДД (рис. 7.14). При увеличении потерь в двигателе (при снижении к. п. д. наружного контура $\eta_{п}$) снижается коэффициент гидравлических потерь $\eta_{гп}$ и уменьшается удельная тяга. При этом, несмотря на увеличение полетного к. п. д., снижается и к. п. д.

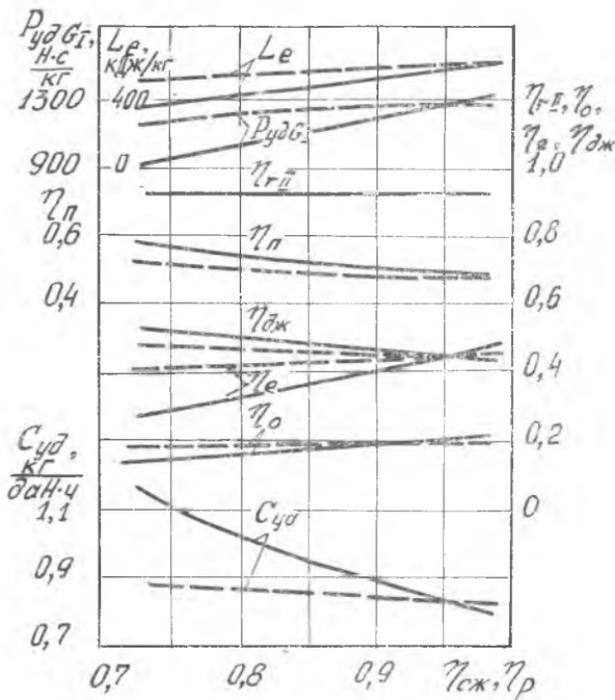


Рис. 7.13. Влияние к. п. д. процесса сжатия (---) и к. п. д. процесса расширения (—) на удельные параметры ТРДД ($T_n = 216,5 \text{ К}$, $V_n = 200 \text{ м/с}$, $T_r^* = 1600 \text{ К}$, $\pi_\Sigma = 25$, $m = 2$, $\eta_{II} = 0,9$)

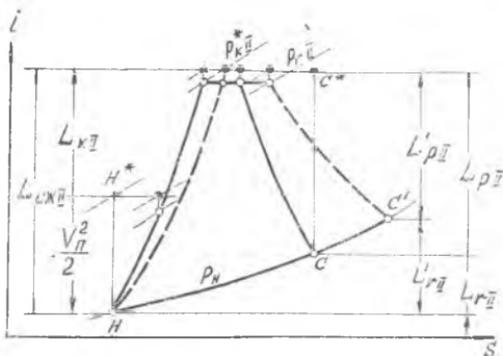


Рис. 7.14. К влиянию потерь на рабочий процесс в наружном контуре ТРДД: — — для к. п. д. η_{II} ; - - - - для к. п. д. $\eta_{II} < \eta_{II}$

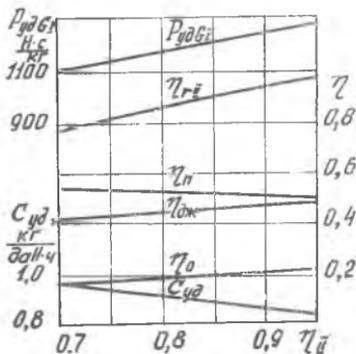


Рис. 7.15. Влияние к. п. д. наружного контура на удельные параметры ТРДД ($L_e = 560 \text{ кДж/кг}$, $V_n = 200 \text{ м/с}$, $m = 2$)

двигателя (рис. 7. 15) из-за преобладающего влияния коэффициента $\eta_{\text{ГД}}$. *Общий к. п. д. изменяется пропорционально (а удельный расход топлива — обратно пропорционально) изменению к. п. д. двигателя.*

При изменении коэффициента полноты сгорания топлива работа цикла и удельная тяга ГТД сохраняются неизменными, так как они не зависят от полноты сгорания при условии сохранения постоянных параметров цикла и двигателя. Эффективный и общий к. п. д. изменяются пропорционально изменению коэффициента $\eta_{\text{Г}}$.

Кроме того, потери в узлах оказывают влияние на оптимальные термодинамические параметры: с увеличением потерь в процессах сжатия и расширения снижаются оптимальная (5.10), предельная (5.9, а) и экономическая суммарные степени повышения давления в двигателе и возрастают минимальная (5.9) и экономическая (7.6) температуры газа перед турбиной. Одновременно вследствие снижения работы цикла и увеличения доли этой работы, идущей на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре, снижаются оптимальные параметры двигателя: степень двухконтурности m_{opt} (6.19) и коэффициент x_{opt} (6.22). Они уменьшаются также при увеличении потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД). Коэффициент полноты сгорания топлива не влияет на оптимальные параметры цикла и двигателя.

Значительное увеличение потерь в процессах сжатия и расширения может привести к тому, что минимальная температура $T_{\text{Гmin}}^*$ и предельная степень повышения давления $\pi_{\Sigma\text{пр}}$ достигнут заданных для данного двигателя максимальных значений, следовательно, работа цикла будет равна нулю. Это означает, что *любым заданным параметрам цикла соответствует определенный уровень потерь, превышение которого приводит к вырождению цикла.*

§ 7.6. Энергетический баланс ГТД

Проследим за преобразованием располагаемой энергии топлива Q_0 , приходящейся на 1 кг рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, в работу передвижения летательного аппарата для трех типов ГТД (рис. 7.16). Величину Q_0 примем за 100%.

Вследствие неполного сгорания топлива часть тепла от располагаемой энергии Q_0 не выделяется в камере сгорания. Так, например, если коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_{\text{Г}} = 0,98$, то 2% топлива выбрасывается в атмосферу с продуктами неполного сгорания, остальное тепло подводится к рабочему телу.

часть работы L_e идет на преодоление потерь, которые складываются из внутренних $L_{rII}m$ (см. § 6.3) и внешних $L_e(m+1)$.

Часть работы L_e , идущая на преодоление внутренних (гидравлических) потерь, преобразуется в тепловую энергию и выбрасывается в атмосферу в виде нагретого рабочего тела, выходящего из движителя. Эти потери учитываются коэффициентом гидравлических потерь η_{rII} . Для ТРД $\eta_{rII}=1$, так как движитель ТРД является одновременно основным контуром, потери в котором учитываются эффективным к. п. д. В ТРДД и ТВД на преодоление гидравлических потерь в движителе затрачивается соответственно 4 и 10% от энергии Q_0 . Это означает, что приращение кинетической энергии рабочего тела от работы цикла составляет 91 ($\eta_{rII}=0,91$) и 78 ($\eta_{rII}=0,78$) процентов.

На ТРД, ТРДД и ТВД внешние потери $L_e(m+1)$, представляющие собой кинетическую энергию рабочего тела, которое движется относительно неподвижной внешней среды, составляют соответственно 30, 20 и 2% от энергии Q_0 . Это означает, что на этих движителях соответственно 32 ($\eta_n=0,32$), 50 ($\eta_n=0,50$) и 94% ($\eta_n=0,94$) от приращения кинетической энергии составляет полезная работа передвижения летательного аппарата.

Увеличение полетного к. п. д. с переходом от ТРД к ТРДД и ТВД повышает эффективность движителей ТВД и ТРДД: $\eta_{джТВД}=0,74$, $\eta_{джТРДД}=0,46$, $\eta_{джТРД}=0,32$, несмотря на увеличение гидравлических потерь. Соответственно полезная работа $P_{удGI} V_n$ ТРДД увеличивается в 1,5 раза, ТВД — в 2,3 раза.

Полезная работа передвижения летательного аппарата при принятых допущениях численно равна общему к. п. д. ГТД.

Из диаграммы энергетического баланса (см. рис. 7.16) следует, что в полезную работу передвижения летательного аппарата в ТРД преобразуется $\sim 1/7$ часть располагаемой энергии топлива, в ТРДД — $\sim 1/5$ и в ТВД — $\sim 1/3$.

Значительное повышение эффективности преобразования тепла в работу на ТРДД и ТВД (по сравнению с ТРД) объясняется улучшением двигателя как движителя.

Выводы по теме: «Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД»

1. Критерием эффективности ГТД служит общий к. п. д., который отражает степень преобразования располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива в полезную работу передвижения летательного аппарата. В качестве частного критерия эффективности используется удельный расход топлива, который, однако, неоднозначно определяется общим к. п. д. Эффективность ГТД зависит от параметров цикла (T_r^* и τ_Σ), параметров движителя (m и x), от внешних условий (V_n и T_n) и уровня

потерь в узлах двигателя. Общий к. п. д. по каждому из параметров цикла, параметров движителя и по скорости полета имеет максимум.

2. Удельная тяга трех основных типов ГТД в зависимости от параметров цикла изменяется так же, как работа цикла: монотонно растет с увеличением температуры газа перед турбиной и имеет максимум по суммарной степени повышения давления. Повышение температуры T_T^* — основной путь увеличения удельной тяги, обеспечивающий снижение габаритов и удельной массы двигателя.

3. Наличие максимума общего к. п. д. и минимума удельного расхода топлива по температуре газа перед турбиной объясняется противоположным влиянием двух факторов: увеличением коэффициента гидравлических потерь с ростом температуры T_T^* и одновременным уменьшением полетного к. п. д. Величина экономической температуры $T_{T,эк}^*$ и соответственно изменение удельного расхода топлива по температуре T_T^* зависят от пяти факторов: V_p , m , $\pi_k^*(\pi_\Sigma)$, T_H и от потерь в узлах. Их увеличение ведет к повышению температуры $T_{T,эк}^*$ и расширению диапазона, в котором с увеличением T_T^* удельный расход топлива снижается.

4. Наличие максимума общего к. п. д. и минимума удельного расхода топлива по суммарной степени повышения давления объясняется противоположным влиянием двух факторов: увеличением термического к. п. д. и одновременным уменьшением коэффициента гидравлических потерь (в основном контуре двигателя и в движителе). Величина $\pi_{\Sigma,эк}$ и соответственно характер изменения $C_{уд}$ по π_Σ зависят от пяти факторов: V_p , m , T_T^* , T_H и от потерь в узлах. Увеличение V_p , m , T_H и потерь или снижение T_T^* ведет к уменьшению $\pi_{\Sigma,эк}$ и сужению диапазона, в котором с увеличением π_Σ удельный расход топлива снижается. При заданной скорости полета определяющее влияние на $\pi_{\Sigma,эк}$ оказывает температура газа перед турбиной.

5. При постоянных параметрах цикла, изменяя параметры движителя (m и x), можно получить целый ряд ГТД — от ТРД ($m=0$, $x=0$) до ТВАД с вертолетным винтом ($m \approx 1000$, $x \approx 0,95-0,99$). Увеличение параметров движителя при дозвуковых скоростях полета, т. е. переход от ТРД к ТРДД и ТВД, позволяет существенно улучшить экономичность двигателя благодаря повышению к. п. д. движителя.

6. Основными путями повышения экономичности различных типов ГТД являются: на ТРД — увеличение $\pi_k^*(\pi_\Sigma)$ при умеренных значениях T_T^* ; на ТВД — увеличение параметров цикла [$\pi_k^*(\pi_\Sigma)$ и T_T^*]; на ТРДД — увеличение параметров цикла [$\pi_k^*(\pi_\Sigma)$, T_T^*] и параметров движителя (m , x). Повышение параметров цикла и движителя — основная тенденция авиационного двигателестроения.

7. При увеличении скорости полета удельная тяга всех трех типов ГТД снижается, а общий к. п. д. имеет максимум по скорости полета. С целью достижения максимальной эффективности целесообразно на режимах длительной работы каждый тип ГТД применять только в определенном (экономичном) диапазоне скоростей. Оптимальные параметры двигателя m_{opt} и x_{opt} снижаются с увеличением скорости полета, а оптимальный ГТД в широком диапазоне скоростей — это преобразуемый двигатель с переменной степенью двухконтурности от $m=m_{ТВД}$ при $M_n=0$ до $m=0$ (ТРД) на больших сверхзвуковых скоростях.

8. Повышение температуры наружного воздуха при постоянной температуре газа перед турбиной ведет к ухудшению удельных параметров двигателя: удельная тяга снижается, а удельный расход топлива растет. На удельные параметры двигателя аналогично влияет увеличение потерь в его узлах.

Контрольные вопросы

1. Что характеризуют критерии η_0 , $C_{уд}$ и C_e ? В чем заключается их общность и различие?
2. От каких параметров и как зависит удельный расход топлива ГТД?
3. Каковы особенности изменения удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной?
4. Каковы особенности изменения к. п. д. двигателя трех основных типов ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной?
5. Как и почему удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от температуры газа перед турбиной?
6. От каких факторов и как зависит экономическая температура газа перед турбиной? Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $C_{уд} = f(T_T^*)$?
7. Как и почему удельная тяга трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
8. Как и почему к. п. д. двигателя трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
9. Как и почему удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления?
10. От каких факторов и как зависит экономическая суммарная степень повышения давления $\pi_{к,эк}^*$? Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $C_{уд} = f(\pi_\Sigma)$?
11. Как и почему удельный расход топлива ТРДД зависит от параметров двигателя (m и x)?
12. Каковы особенности изменения удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от скорости полета?
13. Каковы особенности изменения к. п. д. двигателя трех основных типов ГТД в зависимости от скорости полета?
14. Как и почему общий к. п. д. и удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависят от скорости полета?
15. Что представляют собой, от каких факторов и как зависят экономическая и предельная скорости полета? В каком диапазоне скоростей полета целесообразно применять каждый тип ГТД?
16. Как оптимальные параметры двигателя m_{opt} и x_{opt} ГТД зависят от скорости полета? Как и почему удельные параметры оптимального ГТД отличаются от удельных параметров ТРДД?

17. Как удельные параметры ГТД зависят от величины потерь в процессах сжатия и расширения?

18. Как удельные параметры ГТД зависят от величины потерь в двигателе и от коэффициента полноты сгорания топлива?

19. Как удельные параметры ГТД зависят от температуры наружного воздуха?

20. Каковы особенности энергетического баланса трех основных типов ГТД?

21. Сформулируйте основные выводы по теме «Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД».

Задачи

1. Определить удельный расход топлива ГТД, если тяга $P=50$ кН, расход воздуха через основной контур двигателя $G_1=50$ кг/с, коэффициент избытка воздуха в камере сгорания $\alpha=4$. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь.

2. Определить полетный к. п. д. ТРДД при скорости полета $V_n=700$ км/ч, если удельный расход топлива $C_{уд}=80$ кг/кН·ч, эффективный к. п. д. $\eta_e=0,45$, коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре $\eta_{rII}=0,9$. Принять $H_u=42\,900$ кДж/кг.

3. При скорости $V_n=400$ км/ч тяга, расход топлива и расход воздуха через основной контур двигателя соответственно равны $P=50$ кН, $G_T=0,8$ кг/с, $G_1=50$ кг/с. С увеличением скорости V_n до 1000 км/ч к. п. д. движителя увеличился в 2 раза при постоянном эффективном к. п. д. и постоянной работе цикла. Определить удельную тягу $P_{уд\ G_1}$ и удельный расход топлива ГТД при $V_n=1000$ км/ч.

4. Определить расход воздуха через винт ТВД, если тяга, развиваемая ТВД и винтом, $P=100$ кН, удельный расход топлива $C_{уд}=25$ кг/кН·ч, относительный расход топлива через камеру сгорания $q_T=0,017$, отношение расхода воздуха через винт к расходу рабочего тела через основной контур двигателя $m=100$. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь.

5. Определить эффективный удельный расход топлива C_e ТВД, если количество тепла Q_1 , подведенного к 1 кг рабочего тела, и количество тепла Q_2 , отданного рабочим телом, соответственно равны: $Q_1=1000$ кДж/кг, $Q_2=650$ кДж/кг. Принять $H_u=42\,900$ кДж/кг, $\eta_r=0,98$.

3

ОСОБЕННОСТИ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
ДВИГАТЕЛЕЙ
С ФОРСАЖНЫМИ КАМЕРАМИ
И СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ.
ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ
АНАЛИЗ И ВЫБОР
ПАРАМЕТРОВ ГТД

Турбореактивные двигатели с форсажными камерами (ТРДДФ и ТРДФ), а также со смешением потоков (ТРДДсм), характеризуются сложным рабочим процессом, описывать который «методом работы цикла» нецелесообразно, поскольку это связано с анализом сложных формул. Проще особенности рабочего процесса указанных двигателей объяснить с помощью универсального «метода термогазодинамического анализа» параметров ГТД. Этим методам посвящена гл. 8, а в гл. 9 излагаются основные закономерности рабочего процесса ТРДДФ и ТРДФ, а также ТРДДсм. В гл. 10 рассмотрены некоторые вопросы выбора параметров ГТД.

Методы проектного термогазодинамического расчета и анализа параметров ГТД

Проектный термогазодинамический расчет ГТД выполняется с целью определения: удельных параметров двигателя $P_{уд}$ ($N_{уд}$), $C_{уд}$ (C_e); давления p_i^* и температуры T_i^* рабочего тела в характерных сечениях; удельной работы узлов (L_k , L_T); расхода воздуха через двигатель и соответствующих значений площадей характерных сечений. Результаты расчета являются исходными данными для проектирования всех узлов двигателя.

Термогазодинамический расчет имеет важное значение, методика этого расчета представляет интерес еще и потому, что является универсальным методом термогазодинамического анализа зависимости параметров ГТД от различных факторов. Поэтому в данной главе, кроме вывода основных уравнений и изложения методики термогазодинамического расчета, приведен пример анализа зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от к. п. д. узлов и коэффициентов потерь. В ней описан также метод малых отклонений, который, как известно, широко применяется для оценки параметров ГТД при изменении различных факторов в небольших пределах.

§ 8.1. Исходные данные

для проектного термогазодинамического расчета ГТД

Заданными для расчета являются:

- внешние условия: высота H и скорость полета V_p , температура T_n и давление p_n наружного воздуха (приложение 3);
- параметры рабочего процесса: температура газа перед турбиной T_T^* и степень повышения давления в компрессоре π_k^* , характеризующие простейший одновальный ТРД (для ТРДД должны быть заданы, кроме того, степень двухконтурности m и степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{вн}^*$, особенности задания параметров рабочего процесса ТВД и ТВаД указаны далее в § 8.3);

— тяга (мощность) двигателя $P(N)$;

— к. п. д. и коэффициенты потерь: коэффициент восстановления давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх}$, к. п. д. компрессора η_k , коэффициенты полноты сгорания топлива η_f и восстановления давления в камере сгорания $\sigma_{к.с.}$, относительный отбор воздуха на охлаждение турбины $\overline{G}_{охл.т.}$, к. п. д. турбины η_t^* , коэффициент потерь скорости в сопле φ_c , механический к. п. д. η_m (перечисленные к. п. д. и коэффициенты характеризуют одновальный ТРД, при расчете ТРДД сложной схемы количество заданных к. п. д. и коэффициентов удваивается и даже утраивается).

Задать внешние условия, H, V_n , параметры рабочего процесса и тягу (мощность) двигателя для проектного термогазодинамического расчета — задача непростая. Она решается при выборе параметров ГТД (гл. 10).

Рассмотрим рекомендации по предварительному выбору значений к. п. д. для каждого узла двигателя и коэффициентов потерь (принятые в первом приближении эти данные уточняются на этапе проектирования), а также рекомендации по учету свойств рабочего тела.

Воздухозаборник

Коэффициент восстановления давления в воздухозаборнике можно принимать равным: $\sigma_{вх} = 0,96 \dots 0,99$ — для двигателей дозвуковых самолетов (верхние значения $\sigma_{вх}$ характеризуют воздухозаборники с коротким каналом и высоким гидравлическим совершенством, нижние — воздухозаборники с длинным самолетным входным каналом);

$\sigma_{вх} = 0,97 - 0,11 (M_n - 1)^{3/2}$ — для двигателей сверхзвуковых самолетов в диапазоне $1 \leq M_n \leq 4$ [31, 19].

При $M_n < 1$ для таких воздухозаборников рекомендуется принимать $\sigma_{вх} = 0,97$, а при $M_n = 0$ (на взлетном режиме) коэффициент $\sigma_{вх}$ может снижаться до 0,9.

В стендовых условиях ($H=0, M_n=0$) двигатели испытываются обычно со специальным входным каналом, который отличается высоким уровнем гидравлического совершенства ($\sigma_{вх} \approx 1$). В справочной литературе основные данные даются, как правило, для таких двигателей. Поэтому проектный расчет турбореактивных двигателей дозвуковых самолетов рекомендуется выполнять при $\sigma_{вх} = 1$.

Компрессор

К. п. д. компрессора зависит прежде всего от типа ступеней и от их аэродинамического совершенства, которое характеризуется величиной к. п. д. ступени (табл. 8.1):

Дозвуковые ступени, обеспечивающие наиболее высокие значения к. п. д., применяются в компрессорах двигателей, предназначенных для пассажирских, транспортных и других само-

Таблица 8. I [19]

Тип ступени	$\eta_{ст.ср}$	$\pi_{ст}^*$	$q(\lambda_{вх})$
Дозвуковая	0,88...0,92	1,15...1,35	0,73...0,83
Трансзвуковая	0,87...0,9	1,4 ...1,75	0,78...0,89
Сверхзвуковая	0,83...0,86	> 1,75	0,78...0,89
Центробежная	0,76...0,8	2,5 ...8	0,7 ...0,85

летов, для которых первостепенное значение имеет высокая топливная эффективность. Трансзвуковые и особенно сверхзвуковые ступени с более высокой степенью повышения давления и производительностью, но с более низким к. п. д., применяются, как правило, в качестве первых ступеней компрессоров, например, в качестве ступени вентилятора ТРДД, что позволяет уменьшить их габаритные размеры и массу. Компрессор может иметь несколько сверхзвуковых ступеней, если ставится задача получения особо компактной и легкой конструкции.

Как известно из курса лопаточных машин, к. п. д. компрессора меньше к. п. д. его ступеней и определяется в зависимости от степени повышения давления π_k^* (рис. 8.1).

Приведенные в табл. 8.1 и на рис. 8.1 значения к. п. д. характеризуют компрессоры большой и средней размерности при работе на расчетном режиме. Малоразмерные компрессоры ($G_{во} < 5...10$ кг/с) имеют к. п. д. на 1...5% меньше.

Компрессор обычно проектируется таким образом, что его к. п. д. близок к максимальному значению при работе двигателя на крейсерском режиме длительного высотного полета. По-

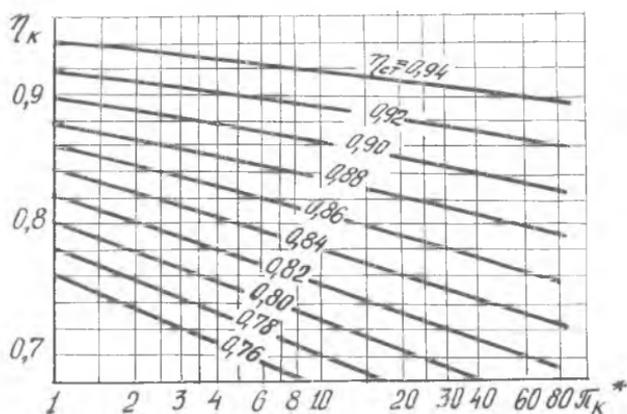


Рис. 8.1. Зависимость к. п. д. многоступенчатого компрессора от π_k^* и $\eta_{ст.ср}$ [19, 22]

этому, если проектный термогазодинамический расчёт выполняется для этих условий, то отличием режима работы компрессора от расчетного можно пренебречь и принимать к. п. д., выбранный по рис. 8.1. Если проектный расчёт выполняется для взлётного режима, то для двигателей дозвуковых самолетов этим отличием также можно пренебречь, а для двигателей сверхзвуковых самолетов к. п. д. компрессора (см. рис. 8.1) необходимо занижать на 2...5%, так как в этих условиях режим работы компрессора существенно отличается от расчетного, что обусловлено особенностями совместной работы узлов двигателя, которые рассматриваются в гл. 12 и 13.

Кроме того, к. п. д. конкретного компрессора может отличаться от к. п. д., приведенного на рис. 8.1, примерно на $\pm 2\%$, что связано с его индивидуальными особенностями.

К. п. д. компрессора (а также турбины) зависит от числа Рейнольдса, что для двигателей большой и средней размерности имеет существенное значение только на больших высотах ($H > 11$ км), поэтому эта зависимость здесь не рассматривается.

Камера сгорания

Современные ГТД отличаются высокой полнотой сгорания топлива и небольшими потерями полного давления. На основных режимах работы этих двигателей коэффициент полноты сгорания η_{Γ} обычно равен 0,98...0,995 [31], а коэффициент восстановления давления $\sigma_{к.с} = 0,94...0,96$. На некоторых старых двигателях, а также на двигателях малоразмерных, эти коэффициенты могут быть на 1...2% меньше.

Низшая удельная теплота сгорания топлива для реактивных двигателей находится в пределах 42900...48500 кДж/кг. Для расчетов рекомендуется величина $H_u = 42900$ кДж/кг. Теоретически необходимое количество воздуха для полного сгорания 1 кг топлива $L_0 = 14,9 \frac{\text{кг возд.}}{\text{кг топл.}}$.

Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины $\bar{G}_{\text{охл.т}} = G_{\text{охл.т}}/G_{\text{вхГ}}$, т. е. отношение расхода охлаждающего воздуха, который отбирается между сечениями K и Γ , к расходу воздуха через внутренний контур двигателя, зависит в основном от температуры газа перед турбиной. При $T_{\Gamma}^* > 1200$ К применяются обычно охлаждаемые турбины. Ориентировочно можно считать, что на каждые 100° увеличения температуры T_{Γ}^* сверх 1200 К величина $\bar{G}_{\text{охл.т}}$ увеличивается соответственно на 0,01:

T_{Γ}^* , К	1400	1600	1800
$\bar{G}_{\text{охл.т}}$	0,02	0,04	0,06.

Здесь под $G_{\text{охл.т}}$ понимается относительный отбор воздуха на внутреннее конвективное охлаждение сопловых и рабочих лопа-

ток одной ступени турбины (пористое охлаждение сопловой лопатки первой ступени здесь не учитывается).

Турбина

К. п. д. осевых турбин зависит от типа ступеней (которые можно разделить на оптимально и сильно нагруженные), их аэродинамического совершенства, а также от размеров турбин и интенсивности их охлаждения. Неохлаждаемые турбины большой и средней размерности характеризуются следующими значениями к. п. д. (табл. 8.2).

Верхние значения η_t^* в рекомендуемых диапазонах относятся к многоступенчатым турбинам с высоким уровнем аэродинамического совершенства, нижние — к одноступенчатым.

Поскольку на этапе проектного термогазодинамического расчета нагруженность ступеней турбины неизвестна, ее ориентировочно можно характеризовать работой ступени, а если и работу ступеней оценить затруднительно, то для первого приближения можно принять среднее значение к. п. д. $\eta_t^* = 0,89 \dots 0,91$. К. п. д. турбин малоразмерных двигателей ($G_{\text{во}} < 5 \dots 10$ кг/с) на 1...5% меньше.

К. п. д. высокотемпературных охлаждаемых турбин зависит, кроме того, от количества воздуха, отбираемого на их охлаждение, он уменьшается с увеличением $\bar{G}_{\text{охл.т}}$. Можно предположить, что отбор 1% воздуха ($\bar{G}_{\text{охл.т}} = 0,01$) приводит к соответствующему снижению к. п. д. ступени на 1%, а к. п. д. двухступенчатой (z-ступенчатой) турбины с охлаждаемой первой ступенью снижается на $1/2\%$ ($1/z\%$).

Предложенные рекомендации весьма приближенны. К. п. д. конкретной турбины может отличаться от указанных значений на $\pm 2\%$, что связано с ее индивидуальными особенностями. Более точные оценки дает термогазодинамический расчет турбины.

Механическим к. п. д. турбокомпрессора ($\eta_{\text{мвд}}$, $\eta_{\text{мнд}}$) учитываются потери мощности при передаче ее от турбины к компрессору, а также потери мощности на привод вспомогательных агрегатов. Для двигателей большой и средней размерности рекомендуется принимать $\eta_m = 0,985 \dots 0,995$. Механический к. п. д. малоразмерных ГТД примерно на 0,01 меньше.

Таблица 8.2

Тип ступени	η_t^*	$L_{\text{ст}}$, кДж/кг
Оптимально нагруженные	0,9 . . . 0,93	100 . . . 200
Сильно нагруженные	0,87 . . . 0,9	250 . . . 350

Форсажная камера

В форсажной камере полнота сгорания топлива меньше, чем в основной. (Только в специальных форсажных камерах, предназначенных, например, для СПС, на режиме длительного крейсерского полета может быть обеспечена полнота сгорания, близкая к полноте сгорания в основной камере). Коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_{г.ф}$ в форсажной камере зависит от коэффициента избытка воздуха α_{Σ} :

$$\eta_{г.ф} = 0,92 \dots 0,95 (0,98) \text{ при } \alpha_{\Sigma} > 1,3,$$

$$\eta_{г.ф} = 0,85 \dots 0,92 \quad \text{при } \alpha_{\Sigma} < 1,3.$$

Коэффициент восстановления давления в форсажной камере определяется как произведение

$$\sigma_{ф.к} = \sigma_{гидр} \sigma_{теп}.$$

Коэффициентом $\sigma_{гидр}$ учитываются гидравлические потери в форсажной камере. Обычно

$$\sigma_{гидр} = 0,94 \dots 0,97.$$

Коэффициентом $\sigma_{теп}$ учитываются потери полного давления, обусловленные подводом тепла к движущемуся потоку [1]. Они зависят от приведенной скорости в сечении x на входе в форсажную камеру λ_x и от степени подогрева газа $T_{ф}^*/T_x^*$ (рис. 8.2, где T_x^* равна $T_{т}^*$, $T_{см}^*$ или $T_{кп}^*$ соответственно для ТРДФ, ТРДДФсм или ТРДДФП).

Приведенную скорость на входе в форсажную камеру рекомендуется принимать в пределах: $\lambda_x = 0,18 \dots 0,25$.

Выходные устройства

Коэффициент потерь скорости в соплах современных ТРДД и ТРД изменяется в пределах:

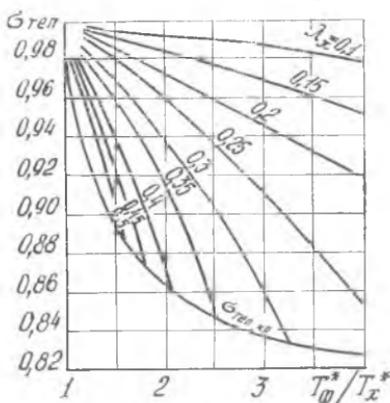


Рис. 8.2. Изменение коэффициента $\sigma_{теп}$ в зависимости от $T_{ф}^*/T_x^*$ и λ_x .

$$\varphi_c = 0,97 \dots 0,995.$$

Сопла ТВД характеризуются более низким значением коэффициента скорости

$$\varphi_c = 0,9 \dots 0,96.$$

А в диффузорных выходных устройствах ТВАД потери полного давления оцениваются обычно с помощью коэффициента восстановления давления, который изменяется в пределах:

$$\sigma_{в.у} = 0,98 \dots 0,99.$$

Термодинамические свойства рабочего тела. Как известно из курса термодинамики, теплоемкость и показатель адиабаты, характеризующие свойства рабочего тела, зависят от его температуры и от коэффициента избытка воздуха, поэтому они изменяются и в различных сечениях двигателя, и при изменении режима его работы. Термогазодинамические расчеты, в зависимости от целей, могут выполняться с различными допущениями, касающимися точности учета этой зависимости.

Термогазодинамические расчеты современных авиационных ГТД выполняются обычно с переменными c_p и κ . Во многих случаях переменные c_p и κ определяются по средней температуре $T_{ср}^*$ в процессе сжатия (расширения). Такой подход неизбежно ведет к необходимости выполнения расчетов методом последовательных приближений, так как величина средней температуры $T_{ср}^*$ зависит, в свою очередь, от c_p и κ . Это ведет к существенному усложнению расчетов.

Стремление выполнить расчет с учетом изменения c_p и κ и при этом избежать последовательных приближений привело к необходимости разработки специальных термодинамических функций, диаграмм и номограмм. Расчеты могут выполняться, например, по i - s -диаграмме или по номограмме, с помощью которой можно определить энтальпию и энтропию в зависимости от параметров состояния. Под руководством профессора В. М. Дорощева разработаны π - i -функции [32], которые нашли широкое распространение при проведении термодинамических расчетов как вручную, так и на ЭВМ. Использование различных термодинамических функций ведет, естественно, к существенным изменениям методики расчета, но они не касаются существа вопроса.

Однако попытки излагать теорию ВРД «на языке π - i -функций» пространства не получили, так как эти функции не позволяют выразить основные критерии (например, работу сжатия или расширения) через параметры рабочего процесса в явном виде, что затрудняет термодинамический анализ зависимости удельных параметров двигателя от различных факторов. Нечелесообразно поэтому применение этих функций при выполнении самостоятельных и курсовых работ по теории двигателей, основной целью которых является освоение методов термодинамического анализа параметров ГТД.

По изложенным далее методикам проектный термогазодинамический расчет может выполняться и с учетом изменения свойств рабочего тела (в зависимости от $T_{ср}^*$ и α) и без такого учета. В последнем случае газовая постоянная и показатель адиабаты принимаются соответственно [29]:

$$R = 287 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}, \quad \kappa = 1,4 \text{ — для воздуха};$$

$$R_2 = 287,5 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}, \quad \kappa_2 = 1,33 \text{ — для газа}.$$

При этом теплоемкость рабочего тела, определенная по формуле

$$c_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R,$$

равна: $c_p = 1005 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$, $c_{p2} = 1159 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$.

§ 8.2. Методика

проектного термогазодинамического расчета одновального ТРД

Получим и проанализируем вначале три основных уравнения: баланса массы, баланса мощности и баланса давлений, которые применяются для термогазодинамического расчета газотурбинного двигателя любого типа и любой схемы. Затем, используя их, получим рабочие формулы и изложим методику расчета двигателя простейшей схемы.

8.2.1. Основные уравнения

Уравнение баланса массы (неразрывности потока). Представим его в следующем виде:

$$G_i = G_{вх} \nu_i, \quad (8.1)$$

где ν_i — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела в проточной части от сечения ВХ до сечения i .

Коэффициент изменения массы ν_i имеет определенные значения для каждого сечения двигателя. Получим его для сечения Γ на входе в турбину, для чего расход воздуха в этом сечении $G_{в,\Gamma}$ выразим через расход $G_{вх}$ на входе в компрессор:

$$G_{в,\Gamma} = G_{вх} - G_{охл.т} - G_{охл.с} - G_{ут} - G_{отб}$$

или

$$G_{в,\Gamma} = G_{вх} (1 - \bar{G}_{охл.т} - \bar{G}_{охл.с} - \bar{G}_{ут} - \bar{G}_{отб}),$$

где вычитаемые в скобках представляют собой относительные расходы воздуха, затрачиваемого соответственно на охлаждение турбины ($\bar{G}_{охл.т}$) и сопла ($\bar{G}_{охл.с}$), а также утечки воздуха ($\bar{G}_{ут}$) и его отбор ($\bar{G}_{отб}$) на нужды летательного аппарата (кондиционирование кабины, обогрев крыла и т. д.). *Относительный отбор воздуха на охлаждение ступени турбины* изменяется в пределах $\bar{G}_{охл.т} = 0 \dots 0,06$ (§ 8.1). В зависимости от условий эксплуатации примерно в таких же пределах изменяется величина $\bar{G}_{отб}$. *Расход воздуха на охлаждение сопла и утечки воздуха* из проточной части обычно не превышают соответственно 2 и 3% ($\bar{G}_{охл.с} = 0 \dots 0,02$; $\bar{G}_{ут} = 0 \dots 0,03$).

Итак, выражение в скобках представляет собой коэффициент изменения массы воздуха между сечениями Γ и ВХ:

$$\nu_{\Gamma} = 1 - \bar{G}_{охл.т} - \bar{G}_{охл.с} - \bar{G}_{ут} - \bar{G}_{отб}. \quad (8.1,а)$$

Рабочее тело (газ) в сечении Γ включает еще и массу топлива

$$G_{\Gamma} = G_{в.г} + G_{\tau} = G_{в.г} (1 + q_{\tau}),$$

где $q_{\tau} = G_{\tau}/G_{в.г}$ — относительный расход топлива (отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания).

Тогда

$$G_{\Gamma} = G_{вх} \nu_{\Gamma},$$

где

$$\nu_{\Gamma} = \nu'_{\Gamma} (1 + q_{\tau}). \quad (8.1,6)$$

Таким образом, коэффициент изменения массы рабочего тела между сечениями Γ и $ВХ$ ν_{Γ} может изменяться в широких пределах, особенно при работе двигателя с отбором воздуха на нужды летательного аппарата.

Коэффициент изменения массы воздуха между сечениями C (на срезе сопла) и $ВХ$ определим при условии, что после охлаждения элементов турбины и сопла охлаждающий воздух $G_{охл.т}$ и $G_{охл.с}$ возвращается в проточную часть:

$$\nu_c = \nu_{\Gamma} + \overline{G}_{охл.т} + \overline{G}_{охл.с} = 1 - \overline{G}_{ут} - \overline{G}_{отб}. \quad (8.1,в)$$

Расход рабочего тела в сечении C можно представить в виде

$$G_c = G_{в.с} + G_{\tau} = G_{в.с} (1 + q_{\tau}/\nu'_{\Gamma-с}) \quad \text{или} \quad G_c = G_{вх} \nu_c,$$

где $\nu_c = \nu'_{\Gamma-с} (1 + q_{\tau}/\nu'_{\Gamma-с})$,

$\nu'_{\Gamma-с}$ — коэффициент изменения массы воздуха в сечении C по сравнению с его массой в сечении Γ ,

$$\nu'_{\Gamma-с} = \frac{G_{в.с}}{G_{в.г}} = 1 + \frac{\overline{G}_{охл.т}}{\nu'_{\Gamma}} + \frac{\overline{G}_{охл.с}}{\nu'_{\Gamma}}.$$

Коэффициентом $\nu'_{\Gamma-с}$ можно пренебречь, так как в формуле для ν_c величина q_{τ} мала по сравнению с единицей, а величина коэффициента, наоборот, близка к единице. Тогда коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении C можно определить по приближенной формуле

$$\nu_c \approx \nu_c (1 + q_{\tau}). \quad (8.1,г)$$

Аналогично коэффициенты изменения массы воздуха и рабочего тела в сечении T за турбиной могут быть представлены в следующем виде:

$$\nu'_T = \nu'_T + \overline{G}_{охл.т} = 1 - \overline{G}_{охл.с} - \overline{G}_{ут} - \overline{G}_{отб}; \quad (8.1,д)$$

$$v_T = v_T' (1 + q_T / v_{T-T}'),$$

где

$$v_{T-T}' = 1 + \bar{G}_{\text{охл.т.}} / v_T,$$

$$v_T \approx v_T' (1 + q_T). \quad (8.1,е)$$

Отсюда следует, что строгий учет изменения массы рабочего тела в проточной части двигателя даже простейшей схемы — не простая задача. Эта задача усложняется при расчете двигателей сложных схем, например, двухконтурных, многовальных с многокаскадным компрессором. Однако проектные термогазодинамические расчеты выполняют обычно для режимов работы двигателя без отбора воздуха на нужды самолета ($\bar{G}_{\text{отб}} = 0$). Кроме того, во многих случаях, особенно на этапе предварительных расчетов, пренебрегают утечками воздуха из проточной части в атмосферу ($G_{\text{ут}} = 0$), а также отбором воздуха на охлаждение сопла ($G_{\text{охл.с}} = 0$), т. е. учитывают только отбор воздуха на охлаждение турбины $\bar{G}_{\text{охл.т.}}$. В этих случаях коэффициенты изменения массы воздуха и газа в сечении T перед турбиной

$$v_{\text{охл}}' = v_{\text{охл}} = 1 - \bar{G}_{\text{охл.т.}}, \quad v_T = v_T' (1 + q_T), \quad (8.1,ж)$$

расход воздуха в сечениях C и T равен расходу в сечении BX ($v_C' = v_T' = 1$), а коэффициент изменения массы газа в сечениях C и T определяют по формуле

$$v_C = v_T = 1 + q_T, \quad (8.1,и)$$

физический смысл которой очевиден.

Уравнение баланса мощности. Получим его, выразив мощность турбины и компрессора в исходном соотношении

$$N_T \eta_m = N_K$$

через работы этих узлов и расход рабочего тела через них:

$$L_T G_T \eta_m = L_K G_{\text{вз.}}$$

отсюда

$$L_T = \frac{L_K}{\eta_m v_T}. \quad (8.2)$$

Из уравнения баланса мощности (8.2) следует, что потребная работа турбины определяется работой компрессора и зависит, кроме того, от механического к. п. д. η_m и коэффициента изменения массы, увеличиваясь при уменьшении η_m и v_T .

Уравнение баланса давлений. Получим его из условия, что суммарная располагаемая степень понижения давления в двигателе

$$\frac{P_K^*}{P_H} = \pi_T^* \pi_C \frac{1}{\sigma_{\text{к.с}}}$$

равна суммарной степени повышения давления

$$\frac{P_K^*}{P_H} = \pi_V \sigma_{ВХ} \pi_K^*$$

т. е. в сопле происходит полное расширение газа $p_c = p_H$. Откуда

$$\pi_c = \frac{\pi_V \pi_K^* \sigma_{ВХ} \sigma_{К.С.}}{\pi_T^*} \quad (8.3)$$

Из уравнения (8.3) следует, что *располагаемая степень понижения давления газа в сопле π_c пропорциональна степени повышения давления в воздухозаборнике $\pi_V \sigma_{ВХ}$ и компрессоре π_K^* , а также коэффициенту восстановления давления в камере сгорания $\sigma_{К.С.}$, и обратно пропорциональна степени понижения давления газа в турбине π_T^* .*

В дополнение к основным уравнениям (8.1), (8.2) и (8.3) далее при выводе рабочих формул будет использовано уравнение энергии (1.2)...(1.6), которое связывает изменение температуры в каждом узле с подводом или отводом работы (тепла). Кроме того, применяется уравнение изэнтропы, описывающее изменение параметров в процессах сжатия и расширения, которое позволяет связать изменение температур в этих процессах с изменением давлений, чтобы выразить работу через степени повышения (π_K^*) или понижения (π_T^* , π_c) давлений.

8.2.2. Последовательность термогазодинамического расчета одновального ТРД

Последовательность термогазодинамического расчета соответствует последовательности течения рабочего тела в проточной части двигателя.

Воздухозаборник. Рассчитываются полная температура воздушного потока в сечении $ВХ$ на выходе из воздухозаборника, степень повышения давления от скоростного напора при изэнтропическом торможении и давление $p_{ВХ}^*$:

$$T_{ВХ}^* = T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_H^2 \right); \quad (8.4)$$

$$\pi_V = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}, \quad p_{ВХ}^* = p_H \pi_V \sigma_{ВХ}, \quad (8.5)$$

где $M_H = V_H/a$, скорость звука $a = \sqrt{\kappa R T_H}$.

Величины T_H^* и π_V можно определить также с помощью газодинамических функций ($\Gamma ДФ$):

$$T_n^* = T_n / \tau(\lambda_n); \quad (8.4, a)$$

$$\pi_V = 1 / \pi(\lambda_n), \quad (8.5, a)$$

где $\tau(\lambda_n)$ и $\pi(\lambda_n)$ определяются по таблицам ГДФ [1] в зависимости от числа M_n .

Компрессор. Работа компрессора рассчитывается на основании уравнения энергии (1.3), из которого видно, что она равна разности полных энтальпий на выходе из компрессора и на входе в него. Чтобы выразить работу через заданную степень повышения давления, необходимо от действительного процесса перейти к изэнтропическому, используя формулу к. п. д. $\eta_k = L_{ks} / L_k$:

$$L_k = c_p (T_{ks}^* - T_n^*) \frac{1}{\eta_k}.$$

Связь полной энтальпии и работы для идеального и действительного процессов хорошо иллюстрирует $i-s$ -диаграмма (рис. 8.3, а), на которой отложены полные параметры рабочего тела перед компрессором и за ним. Точки k^* (ks^*) и vx^* условно соединены линиями, которые, строго говоря, не отражают процесс,

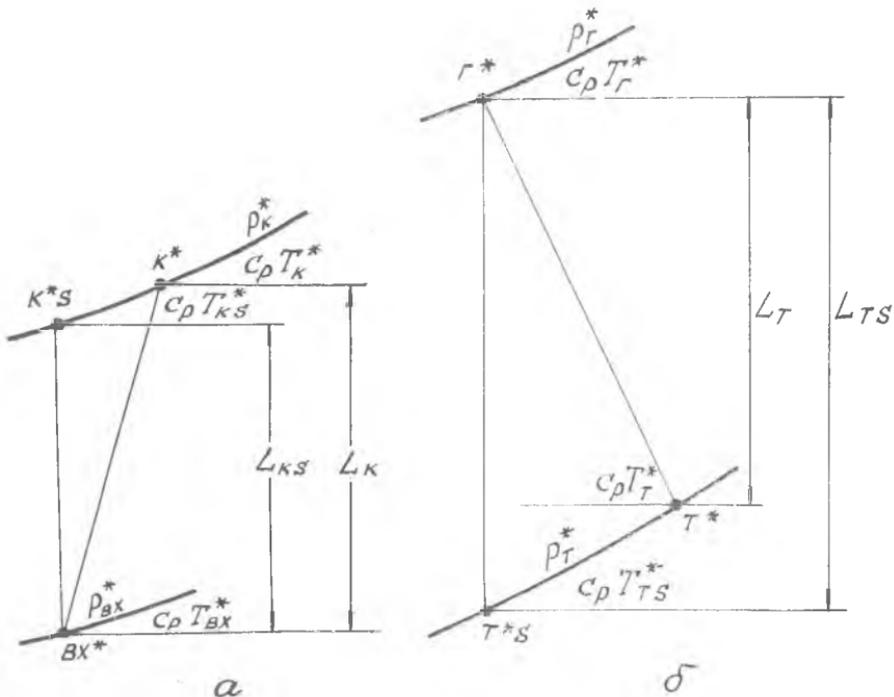


Рис. 8.3. $i-s$ -диаграмма условного изображения (в параметрах заторможенного потока) процесса сжатия воздуха в компрессоре (а) и расширения его в турбине (б)

так как соединяют не фактические (не статические) параметры. Преобразуя полученное соотношение и выражая отношение температур $T_{кв}^*/T_n^*$ через отношение давлений $p_k^*/p_{вх}^*$ по уравнению изэнтропы, получим

$$L_k = c_p T_n^* (\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_k} \quad (8.6)$$

Полная температура за компрессором определяется из уравнения энергии (1.3):

$$T_k^* = T_n^* + \frac{L_k}{c_p}, \quad (8.7)$$

а полное давление $p_k^* = p_{вх}^* \pi_k^*$.

Камера сгорания. Относительный расход топлива через камеру сгорания q_T определяется по уравнению теплового баланса. Если предположить, что в процессе подогрева состав газа не меняется, то тепло, подведенное к 1 кг воздуха в камере сгорания $Q_1 = H_u q_T \eta_T$, выражается через полные температуры рабочего тела перед камерой сгорания и за ней по уравнению энергии (1.4).

Откуда

$$q_T = \frac{c_p (T_T^* - T_k^*)}{H_u \eta_T} \quad (8.8)$$

Расчет q_T по формуле (8.8) дает большую ошибку, поэтому ею пользуются только при аналитических исследованиях. При термогазодинамическом расчете двигателя q_T вычисляется обычно по формуле, предложенной Я. Т. Ильичевым, анализ которой сделан в работе [36]:

$$q_T = \frac{c_p T_T^* - c_p T_k^*}{H_u \eta_T - iT_T^* + c_p T_k^*}, \quad (8.8, a)$$

где комплексы $c_p T_T^*$, $c_p T_k^*$ и iT_T^* могут быть определены по таблицам, помещенным в приложении к учебнику [29, с. 556].

Для определения q_T в зависимости от T_T^* и T_k^* во многих случаях целесообразно пользоваться номограммой (см. приложение 4, вкладку). Она рассчитана по формуле (8.8, а) для стандартной удельной теплоты сгорания $H_u = 42900$ кДж/кг и для полноты сгорания $\eta_T = 0,98$. Для заданного значения η_T величина $q_{T,ном}$, полученная по номограмме, пересчитывается с высокой степенью точности по формуле

$$q_T = q_{T,ном} \frac{0,98}{\eta_T}.$$

Давление в сечении Γ за камерой сгорания вычисляется по формуле $p_{\Gamma}^* = p_{\kappa}^* \sigma_{\kappa,с}$, а коэффициент изменения массы рабочего тела в этом сечении v_{Γ} — по (8.1, ж).

Турбина. Работа турбины определяется по уравнению (8.2) из условия баланса мощности турбины и компрессора, а степень понижения давления в турбине π_{Γ}^* определяется из формулы для работы турбины. Чтобы выразить работу через π_{Γ}^* , необходимо, как и в случае компрессора, перейти от действительного процесса к изэнтропному (рис. 8.3, б), используя к. п. д. $\eta_{\Gamma}^* = L_{\Gamma} / L_{\Gamma s}$, а $L_{\Gamma s}$ выразить через температуры газа перед и за турбиной на основании уравнения (1.5): $L_{\Gamma} = c_{p,2} (T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma s}^*) \eta_{\Gamma}^*$.

Преобразуя полученное соотношение и выражая отношение температур $T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma s}^*$ через отношение давлений $p_{\Gamma}^* / p_{\Gamma}^*$ по уравнению изэнтропы, получим

$$L_{\Gamma} = c_{p,2} T_{\Gamma}^* \left(1 - 1 / \pi_{\Gamma}^{*\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}}\right) \eta_{\Gamma}^*. \quad (8.9)$$

Из формулы (8.9) и определяется π_{Γ}^* , а следовательно, давление за турбиной $p_{\Gamma}^* = p_{\Gamma}^* / \pi_{\Gamma}^*$.

Температура за турбиной вычисляется по уравнению энергии (1.5):

$$T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\Gamma}}{c_{p,2}}. \quad (8.10)$$

Сопло. Располагаемая степень понижения давления газа в сопле рассчитывается по уравнению баланса давлений (8.3) или по элементарному соотношению $\pi_c = p^* / p_n$. Формулы для определения скорости истечения газа из сопла и температуры газа за соплом получают на основании уравнения энергии (1.6), записанного в следующем виде:

$$c_{p,2} T_{\Gamma}^* = c_{p,2} T_c + \frac{c_c^2}{2}.$$

Чтобы скорость истечения газа из сопла выразить через π_c , необходимо от действительного процесса истечения газа перейти к изэнтропическому (рис. 8.4), используя коэффициент потерь скорости $\varphi_c = c_c / c_{cs}$:

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p,2} (T_{\Gamma}^* - T_{cs})}.$$

Преобразуя полученное соотношение и выражая отношение температур T_{Γ}^* / T_{cs} через отношение давлений p_{Γ}^* / p_n , получим

$$c_c = \varphi_c \sqrt{2c_{p,2} T_{\Gamma}^* \left(1 - 1 / \pi_c^{*\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}}\right)}. \quad (8.11)$$

Площадь F_c при докритическом истечении газа из сопла проще определять по формуле

$$F_c = \frac{G_c}{\rho_c c_c}, \quad (8.13,6)$$

где плотность газа на выходе из сопла $\rho_c = p_c / RT_c$, давление равно атмосферному $p_c = p_n$.

Площадь сечения на входе в компрессор $F_{вх}$, аналогично площади $F_{с.а.}$, определяется по значениям полного давления $p_{вх}^*$ и температуры T_n^* в этом сечении, а также по значению приведенной скорости $\lambda_{вх}$, которая выбирается в соответствии с рекомендациями, приведенными в § 8.1 (табл. 8.1).

§ 8.3. Особенности проектного термогазодинамического расчета газотурбинных двигателей различных типов и схем

В этом параграфе рассматриваются особенности расчета двухконтурных турбореактивных двигателей разных схем без смещения потоков наружного и внутреннего контуров (8.3.1), а также турбовинтовых и турбовальных двигателей (8.3.2). Причем особенности расчета турбовинтовых и турбовальных двигателей будут рассмотрены на примере двигателей простейших схем — одновального ТВД и ТВад со свободной турбиной. Особенности расчета ТРДДсм, ТРДФ и ТРДДФ изложены в следующей главе.

8.3.1. Двухконтурные турбореактивные двигатели различных схем

На рис. 8.5 приведена схема трехвального ТРДД с подпорными ступенями. При термогазодинамическом расчете этого двигателя в качестве параметров рабочего процесса принимаются: температура газа перед турбиной T_r^* , степень двухконтурности m , степень повышения давления в вентиляторе наружного контура $\pi_{вн}^*$ и суммарная степень повышения давления в компрессоре внутреннего контура $\pi_{кв}^*$, которая определяется повышением давления в компрессорах высокого ($\pi_{квд}^*$), среднего ($\pi_{ксд}^*$) и низкого ($\pi_{кнд}^*$) давления. Величина $\pi_{кнд}^*$, в свою очередь, является произведением степеней повышения давления в ступени вентилятора $\pi_{вн}^*$, работающей на внутренний контур, и в подпорных ступенях $\pi_{кпс}^*$.

Рассматриваемая схема является наиболее общей. Если принять $\pi_{ксд}^* = 1$, $L_{ксд} = 0$ и $L_{тсд} = 0$, т. е. исключить турбоком-

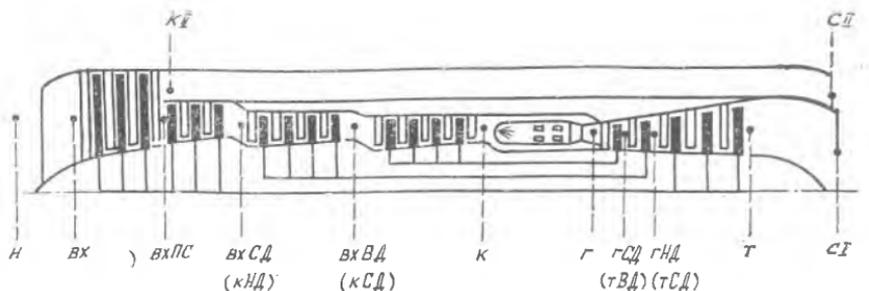


Рис. 8.5. Схема трехвального ТРДД с подпорными ступенями и раздельным истечением потоков

прессор СД, то получим схему двухвального ТРДД с подпорными ступенями. Если дополнительно принять $\pi_{\text{КВД}}^* = 1$, $L_{\text{КВД}} = 0$ и $L_{\text{ТВД}} = 0$, т. е. исключить и турбокомпрессор ВД, то получим схему одновального ТРДД с подпорными ступенями. Если в трех полученных схемах принять $\pi_{\text{КПС}}^* = 1$ и $L_{\text{КПС}} = 0$, то получим соответственно трехвальный, двухвальный и одновальный ТРДД без подпорных ступеней. Двухконтурные двигатели указанных шести схем могут выполняться как без смешения, так и со смешением потоков. Наконец, если принять $m=0$, то получим соответственно трехвальный, двухвальный и одновальный ТРД.

Таким образом, общая схема ТРДД, показанная на рис. 8.5, включает 15 схем турбореактивных двигателей без форсажных камер. Последовательность термогазодинамического расчета двигателя любой из этих схем основывается на приведенной в § 8.2 методике расчета одновального двигателя и сводится к следующему.

1. Определяются, как обычно, степень повышения давления в воздухозаборнике от скоростного напора при изэнтропическом торможении $\pi_{\text{У}}$ и полные параметры воздушного потока за воздухозаборником $T_{\text{н}}^*$ и $p_{\text{вх}}^*$ (см. § 8.2).

2. Рассчитывается работа каждого каскада компрессора ($L_{\text{ВН}}$, $L_{\text{КНД}}$, $L_{\text{КСД}}$ и $L_{\text{КВД}}$) в зависимости от полной температуры воздушного потока перед ним и от его степени повышения давления. Вычисляется, кроме того, полная температура за каждым каскадом компрессора в зависимости от температуры перед ним и от работы $L_{\text{К}}$ этого каскада.

3. Определяется относительный расход топлива через камеру сгорания $q_{\text{т}}$, а также коэффициенты изменения массы $v_{\text{Г}}$ и $v_{\text{Г}}$. Здесь же целесообразно вычислить значения коэффициентов, характеризующих изменение массы в других сечениях двигателя ($v_{\text{ГНД}}$, $v_{\text{С}}$). Подчеркнем, что при расчете коэффициентов изменения массы воздуха $v_{\text{Г}}$ и газа $v_{\text{Г}}$ (в минимальном сечении первого соплового аппарата) необходимо учитывать отбор воз-

духа не только на охлаждение первой ступени турбины ВД, но и на другие ступени, если они охлаждаются.

4. Рассчитывается работа каскадов турбины ($L_{ТВД}$, $L_{ТСД}$ и $L_{ТНД}$) по уравнениям баланса мощности компрессора и турбины. Для расчета работы турбин $L_{ТВД}$ и $L_{ТСД}$ турбокомпрессоров ВД и СД применяется уравнение (8.2), выведенное для турбокомпрессора одновального ТРД.

Для турбокомпрессора НД уравнение баланса мощности записывается в виде

$$N_{ТНД} \eta_m = N_{ВНД} + N_{КНД}.$$

Откуда

$$L_{ТНД} = \frac{L_{ВНД} m + L_{КНД}}{\eta_m \gamma_{ТНД}}. \quad (8.14)$$

Если компрессор НД (вентилятор) не имеет подпорных ступеней и, кроме того, степень повышения давления и к.п.д. вентилятора постоянны по высоте лопаток, т. е. $L_{ВНД} = L_{КНД} = L_v$, то

$$L_{ТНД} = \frac{L_v (m + 1)}{\eta_m \gamma_{ТНД}}. \quad (8.14,а)$$

Из (8.14) и (8.14, а) следует, что работа турбины НД, в отличие от $L_{ТВД}$, зависит также и от степени двухконтурности, увеличиваясь с увеличением m .

Температура газа за каждым каскадом турбины и степень понижения давления в нем вычисляются по температуре перед каскадом и величине его работы в соответствии с формулами (8.10) и (8.9).

5. Вычисляются скорости истечения рабочего тела из сопел внутреннего и наружного контуров в зависимости от полной температуры соответственно T_T^* и $T_{кИ}^*$ и степеней понижения давления в них. Значения $\pi_{сI}$ и $\pi_{сII}$ рассчитываются по уравнениям баланса давлений:

$$\pi_{сI} = \frac{\pi_V \sigma_{вх} \pi_{КНД}^* \pi_{КСД}^* \pi_{КВД}^* \sigma_{к.с.}}{\pi_{ТВД}^* \pi_{ТСД}^* \pi_{ТНД}^*}; \quad \pi_{сII} = \pi_V \sigma_{вх} \pi_{ВНД}^* \sigma_{кан}. \quad (8.15)$$

6. Определяются удельные параметры двигателя. Вначале по формуле (6.4) вычисляется удельная тяга внутреннего ($P_{удI}$) и наружного ($P_{удII}$) контуров, затем — удельная тяга движителя $P_{уд}$, а также $P_{удGI}$. Так как суммарная тяга

$$P = P_{удI} G_I + P_{удII} G_{II},$$

то удельная тяга

$$P_{уд} = \frac{P}{G_{\Sigma}} = \frac{P_{удI}}{m+1} + \frac{P_{удII} m}{m+1}, \quad P_{удGI} = \frac{P}{G_I} = P_{удI} + P_{удII} m. \quad (8.16)$$

Удельный расход топлива вычисляется по формуле (7.3).

8.3.2. Турбовинтовые и турбовальные двигатели

Одновальный ТВД. Главная особенность термогазодинамического расчета двигателя этой схемы (см. рис. 1.8) заключается в том, что работу турбины нельзя определить из уравнения баланса мощности компрессора и турбины (8.2), поскольку турбина приводит еще и винт. Поэтому L_T рассчитывается по формуле (8.9) в зависимости от температуры газа T_T^* и степени понижения давления в турбине, а π_T^* — по уравнению баланса давлений (8.3). При этом величина π_c предполагается заданной. Она выбирается из условия оптимального распределения энергии между турбиной (винтом) и соплом, в первом приближении можно принимать $\pi_c = 1,1 \dots 1,3$.

Вторая особенность расчета касается определения основных удельных параметров. Удельная мощность на валу винта рассчитывается по уравнению баланса мощности турбины, компрессора и винта:

$$N_T \eta_m = N_K + N_B$$

или в расчете на 1 кг воздуха:

$$N_{B,уд} = L_T \nu_T \eta_m - L_K \quad (8.17)$$

Если на двигателе имеется редуктор, то механическим к.п.д. учитываются также потери в редукторе, которые на двигателях большой и средней размерности обычно не превышают 1%.

Эквивалентная мощность включает, кроме мощности на валу, тяговую мощность двигателя, приведенную к валу винта. Другими словами, эквивалентной называется такая мощность, которая, будучи подведенной к винту, позволяет развить тягу, равную суммарной тяге винта и собственно двигателя:

$$N_{\text{э}} = N_B + \frac{P V_{\text{п}}}{\eta_B},$$

откуда

$$N_{\text{э},уд} = N_{B,уд} + \frac{P_{уд} V_{\text{п}}}{\eta_B} \quad (8.18)$$

Согласно характеристике винта величина его к.п.д. η_B зависит от скорости полета. При $V_{\text{п}} > 0$ в первом приближении можно принять $\eta_B = 0,8$. Если $V_{\text{п}} = 0$, то и к.п.д. винта равен нулю. Тогда соотношение между тягой и мощностью оценивается величиной, полученной экспериментально. Обычно принимают [19]:

$$\frac{V_{\text{п}}}{\eta_B} = 68,2 \frac{\text{Вт}}{\text{Н}} \text{ — для самолетных винтов,}$$

$$\frac{V_n}{\eta_n} = 83,5 \frac{\text{Вт}}{\text{Н}} \text{ — для винтовентиляторов,}$$

при этом раскрывается неопределенность в формуле (8.18).

Эффективный и эквивалентный удельные расходы топлива определяются по формулам

$$C_e = \frac{3600 q_T \nu'_T}{N_{\text{в.уд}}}, \quad C_{\text{э}} = \frac{3600 q_T \nu'_T}{N_{\text{э.уд}}}. \quad (8.19)$$

Турбовальный двигатель со свободной турбиной. Газогенератор этого двигателя (см. рис. 1.9) рассчитывается так же, как газогенератор одновального ТРД, т. е. работа турбины ВД определяется из уравнения баланса мощности (8.2), а степень понижения давления $\pi_{\text{ТВД}}^*$ — из формулы для работы турбины (8.9). Турбина НД рассчитывается так же, как турбина одновального ТВД, т. е. работа $L_{\text{ТНД}}$ определяется по формуле (8.9) в зависимости от $T_{\text{ГНД}}^*$ и $\pi_{\text{ТНД}}^*$, а степень понижения давления — из уравнения баланса давлений

$$\pi_V \sigma_{\text{вх}} \pi_k \sigma_{\text{к.с}} = \pi_{\text{ТВД}}^* \pi_{\text{ТНД}}^* \pi_c,$$

где величиной π_c задаются в пределах 1,03... 1,07.

Поскольку вся мощность турбины НД, за исключением потерь в трансмиссии, которые учитываются механическим к.п.д. η_m , идет на привод винта, то

$$N_{\text{в}} = L_{\text{ТНД}} G_{\text{ГНД}} \eta_m.$$

Откуда

$$N_{\text{в.уд}} = L_{\text{ТНД}} \eta_m \nu_{\text{ГНД}}.$$

Эквивалентная мощность ТВаД не определяется, если тяга двигателя не используется потребителем. Эффективный удельный расход топлива C_e вычисляется по формуле (8.19).

§ 8.4. Оценка влияния параметров рабочего процесса, к. п. д. узлов и коэффициентов потерь на удельные параметры ГТД методом малых отклонений

При проектировании, доводке и эксплуатации двигателя для оценки влияния параметров рабочего процесса, к.п.д. узлов и коэффициентов потерь на удельные параметры двигателя широко пользуются методом малых отклонений, который для ГТД разработан А. Я. Черкезом [37]. Здесь будет изложен метод малых отклонений, применяемый для оценки влияния ука-

занных параметров на $P_{уд}$ и $C_{уд}$ при условии, что все они являются взаимно независимыми переменными. Такой подход характерен для проектируемого двигателя, т. е. двигателя с незадаанными площадями характерных сечений.

Суть метода заключается в том, что зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от независимых переменных представляется в линеаризованном виде. Для получения указанной зависимости необходимо уравнения, характеризующие работу всех узлов и связывающие параметры на входе и выходе каждого из них, а также основные уравнения для термогазодинамического расчета, приведенные в § 8.2, представить в линеаризованном виде. С этой целью прологарифмируем эти уравнения, а затем продифференцируем их. Для упрощения будем полагать, что отношение теплоемкостей $c_p/c_v = \kappa$, независимо от температуры, сохраняется постоянным, равным для воздуха 1,4, а для газа 1,33. Тогда соответственно $\frac{\kappa-1}{\kappa} = 0,286$ и $\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2} = 0,25$.

Компрессор. Прологарифмируем правую и левую части уравнения для работы компрессора (8.6):

$$\ln L_K = \ln c_p + \ln T_H^* + \ln (\pi_K^{*0,286} - 1) - \ln \eta_K.$$

Продифференцируем полученное соотношение, имея в виду, что $d \ln x = \frac{dx}{x}$, а теплоемкость c_p — величина постоянная:

$$\frac{dL_K}{L_K} = \frac{dT_H^*}{T_H^*} + \frac{d(\pi_K^{*0,286} - 1)}{\pi_K^{*0,286} - 1} - \frac{d\eta_K}{\eta_K}.$$

Умножив и разделив второе слагаемое правой части уравнения на π_K^* , представим его в следующем виде:

$$\frac{d(\pi_K^{*0,286} - 1)}{\pi_K^{*0,286} - 1} = \frac{0,286 \pi_K^{*0,286} d\pi_K^*}{(\pi_K^{*0,286} - 1) \pi_K^*}.$$

В уравнении для dL_K/L_K дифференциал dx заменим приращением Δx , а относительное приращение $\Delta x/x$ обозначим δx . В результате получим

$$\delta L_K = \delta T_H^* + \kappa_1 \delta \pi_K^* - \delta \eta_K, \quad (8.6, a)^*$$

где κ_1 — коэффициент влияния π_K^* на работу компрессора, он показывает, на сколько процентов изменяется L_K при изменении π_K^* .

* В § 8.4 сохранена нумерация уравнений, принятая в § 8.2. (Линеаризованные уравнения отличаются только добавлением буквы).

на 1%. Величина κ_1 однозначно определяется исходным значением степени повышения давления π_K^* :

$$\kappa_1 = \frac{0,286\pi_K^{*0,286}}{\pi_K^{*0,286} - 1}$$

Уравнение для работы компрессора в линеаризованном виде (8.6, а) устанавливает зависимость δL_K от δT_H^* , $\delta \pi_K^*$ и $\delta \eta_K$ в численном виде: с увеличением T_H^* (при прочих неизменных условиях, т. е. $\pi_K^* = \text{const}$, $\eta_K = \text{const}$, а $\delta \pi_K^* = \delta \eta_K = 0$) или π_K^* (при аналогичных условиях) на 1% работа L_K увеличивается соответственно на 1% или $\kappa_1\%$. С увеличением η_K на 1% она снижается также на 1%.

Прологарифмируем левую и правую части уравнения (8.7) для температуры за компрессором:

$$\ln T_K^* = \ln \left(T_H^* + \frac{L_K}{c_p} \right)$$

и продифференцируем их:

$$\frac{dT_K^*}{T_K^*} = \frac{dT_H^*}{T_H^* + L_K/c_p} + \frac{d(L_K/c_p)}{T_H^* + L_K/c_p}$$

Умножим и разделим первое слагаемое правой части уравнения на T_H^* , второе слагаемое на L_K/c_p . Обозначим $\frac{L_K/c_p}{T_H^* + L_K/c_p} = \kappa_2$.

Тогда

$$\frac{T_H^*}{T_H^* + L_K/c_p} = 1 - \kappa_2,$$

и уравнение для температуры T_K^* примет вид

$$\delta T_K^* = (1 - \kappa_2) \delta T_H^* + \kappa_2 \delta(L_K/c_p).$$

Поскольку $\delta(L_K/c_p) = \delta L_K$, то с учетом уравнения (8.6, а) получим

$$\delta T_K^* = \delta T_H^* + \kappa_1 \kappa_2 \delta \pi_K^* - \kappa_2 \delta \eta_K. \quad (8.7, а)$$

Коэффициент κ_2 определяется исходными значениями степени повышения давления и к. п. д. компрессора:

$$\kappa_2 = \frac{\pi_K^{*0,286} - 1}{\pi_K^{*0,286} - 1 + \eta_K}$$

Уравнение (8.7, а) выражает зависимость относительного изменения температуры за компрессором δT_K^* от δT_H^* , $\delta \pi_K^*$ и $\delta \eta_K$ в численном виде.

Турбина. Аналогично прологарифмируем и продифференцируем формулы для работы турбины (8.9) и температуры за турбиной (8.10). Получим соответствующие соотношения в линеаризованном виде:

$$\delta L_T = \delta T_T^* + K_3 \delta \pi_T^* + \delta \eta_T^*, \quad (8.9, a)$$

$$\delta T_T^* = \delta T_T^* - K_3 K_4 \delta \pi_T^* - K_4 \delta \eta_T^*, \quad (8.10, a)$$

где коэффициенты влияния π_T^* на L_T и L_T на T_T^* соответственно равны:

$$K_3 = \frac{0,25}{\pi_T^{*0,25} - 1}; \quad K_4 = \frac{\eta_T^* (1 - \pi_T^{*-0,25})}{1 - \eta_T^* (1 - \pi_T^{*-0,25})}$$

Численное значение коэффициента K_3 однозначно определяется степенью понижения давления в турбине π_T^* , а коэффициента K_4 — величинами π_T^* и η_T^* .

Камера сгорания. Аналогично уравнение для относительного расхода топлива (8.8) представим в линеаризованном виде:

$$\delta q_T = K_5 \delta T_T^* - (K_5 - 1) \delta T_K^* - \delta \eta_T, \quad (8.8, б)$$

где коэффициент влияния температуры T_T^* на q_T выражается через исходные значения температуры рабочего тела перед камерой сгорания и за ней:

$$K_5 = \frac{T_T^*}{T_T^* - T_K^*}$$

Уравнение (8.8, б) показывает относительное изменение величины q_T в зависимости от δT_T^* , δT_K^* и $\delta \eta_T$.

Сопло. На основании формулы для скорости истечения газа из сопла (8.11) получаем соотношение между малыми относительными приращениями δT_T^* , $\delta \pi_c$, $\delta \varphi_c$ и относительными изменениями скорости:

$$\delta c_c = \frac{1}{2} \delta T_T^* + \frac{1}{2} K_3' \delta \pi_c + \delta \varphi_c, \quad (8.11, a)$$

где K_3' — удвоенный коэффициент влияния π_c на скорость c_c ,

$$K_3' = \frac{0,25}{\pi_c^{0,25} - 1}$$

Формулы коэффициентов K_3' и K_3 аналогичны, а при $\pi_c = \pi_T^*$ эти два коэффициента равны.

В шесть линеаризованных уравнений входят 6 коэффициентов влияния, которые зависят только от параметров, характе-

ризующих работу того или иного узла. Численные значения этих коэффициентов приведены в [37].

Для вывода линеаризованного уравнения зависимости удельной тяги от различных факторов, кроме полученных соотношений, как и для термогазодинамического расчета, необходимы три основных уравнения баланса: массы (8.1), мощности (8.2) и давлений (8.3). В малых отклонениях эти уравнения имеют соответственно вид:

$$\delta G_i = \delta G_{вх} + \delta v_i, \quad (8.1, к)$$

$$\delta L_T = \delta L_K - \delta \gamma_{mz} - \delta v_T, \quad (8.2, а)$$

$$\delta \pi_c = \delta \pi_V + \delta \sigma_{вх} + \delta \pi_k^* + \delta \sigma_{к.с} - \delta \pi_T^*. \quad (8.3, а)$$

Уравнение для удельной тяги (6.4), полученное при условии полного расширения газа в сопле, представим в малых отклонениях:

$$\delta P_{уд} = K_6 \delta c_c - (K_6 - 1) \delta V_{п}, \quad (6.4, а)$$

где коэффициент влияния относительного изменения скорости истечения на тягу определяется исходными значениями скоростей c_c и $V_{п}$,

$$K_6 = \frac{c_c}{c_c - V_{п}}.$$

Зависимость удельной тяги от различных факторов определим при неизменных внешних условиях, т. е. при $V_{п} = \text{const}$, $H = \text{const}$ или $\delta V_{п} = 0$, $\delta \pi_V = 0$, $\delta T_{п}^* = 0$. Тогда из (6.4, а) с учетом (8.11, а) получим

$$\delta P_{уд} = \frac{1}{2} K_6 \delta T_T^* + \frac{1}{2} K_6 K_3' \delta \pi_c + K_6 \delta \varphi_c. \quad (8.20)$$

В уравнении (8.20) относительное приращение температуры за турбиной δT_T^* выражается через δT_T^* , $\delta \pi_T^*$ и $\delta \gamma_T^*$ по (8.10, а), а величина $\delta \pi_T^*$ — через δL_T , δT_T^* и $\delta \gamma_T^*$ на основании формулы для работы турбины (8.9, а). Относительное приращение работы δL_T выражается через δL_K , $\delta \gamma_{mz}$ и δv_T по уравнению баланса мощности (8.2, а), а относительное приращение работы компрессора δL_K — через независимые переменные $\delta \pi_k^*$ и $\delta \gamma_k$ (8.6, а). Кроме того, в уравнение (8.20) входит величина $\delta \pi_c$, которая, согласно уравнению баланса давлений (8.3, а), выражается через $\delta \pi_V$, $\delta \sigma_{вх}$, $\delta \pi_k^*$ и $\delta \pi_T^*$. Далее $\delta \pi_T^*$, как и в предыдущем случае, выражается через δL_T , δT_T^* и $\delta \gamma_T^*$, и вся цепочка последовательного решения уравнений повторяется.

Сделав указанные подстановки и выполнив необходимые преобразования, относительное приращение удельной тяги можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} \delta P_{уд} = & \frac{1}{2} K_6 \left[\frac{K_3'}{K_3} (K_3 - K_1) - K_1 K_4 \right] \delta \pi_k^* + \frac{1}{2} K_6 \left(\frac{K_3'}{K_3} + K_4 + 1 \right) \delta T_{\Gamma}^* + \\ & + \frac{1}{2} K_6 \left(\frac{K_3'}{K_3} + K_4 \right) \delta \eta_k + \frac{1}{2} K_6 \frac{K_3'}{K_3} \delta \eta_{\Gamma}^* + \\ & + \frac{1}{2} K_6 K_3' (\delta \sigma_{вх} + \delta \sigma_{к.с}) + K_6 \delta \varphi_c. \end{aligned} \quad (8.21)$$

Уравнение для удельного расхода топлива в малых отклонениях получим на основании формулы (7.3):

$$\delta C_{уд} = \delta q_{\Gamma} + \delta v_{\Gamma} - \delta P_{уд}. \quad (7.3,а)$$

В соотношении (7.3, а) приращение δq_{Γ} необходимо выразить через δT_{Γ}^* , δT_k^* и $\delta \eta_{\Gamma}$ по уравнению теплового баланса для камеры сгорания (8.8, б). Величина δT_k^* , в свою очередь, выражается через $\delta \pi_k^*$ и $\delta \eta_k$ по формуле (8.7, а). Подставив, кроме того, в (7.3, а) уравнение (8.21) для $\delta P_{уд}$ и выполнив необходимые преобразования, получим

$$\begin{aligned} \delta C_{уд} = & \left\{ \frac{1}{2} K_6 \left[\frac{K_3'}{K_3} (K_3 - K_1) - K_1 K_4 \right] + K_1 K_2 (K_5 - 1) \right\} \delta \pi_k^* - \\ & - \left[\frac{1}{2} K_6 \left(\frac{K_3'}{K_3} + K_4 + 1 \right) - K_5 \right] \delta T_{\Gamma}^* - \\ & - \left[\frac{1}{2} K_6 \left(\frac{K_3'}{K_3} + K_4 \right) - K_2 (K_5 - 1) \right] \delta \eta_k - \\ & - \frac{1}{2} K_6 \frac{K_3'}{K_3} \delta \eta_{\Gamma}^* - \frac{1}{2} K_6 K_3' (\delta \sigma_{вх} + \delta \sigma_{к.с}) - \delta \eta_{\Gamma} - K_6 \delta \varphi_c. \end{aligned} \quad (8.22)$$

В уравнениях (8.21) и (8.22) относительные приращения $\delta \pi_k^*$, δT_{Γ}^* , $\delta \eta_k$, $\delta \eta_{\Gamma}^*$, $\delta \sigma_{вх}$, $\delta \sigma_{к.с}$, $\delta \eta_{\Gamma}$ и $\delta \varphi_c$ являются взаимно независимыми переменными, а коэффициенты перед ними представляют собой коэффициенты влияния этих переменных на относительное приращение удельной тяги $\delta P_{уд}$ и удельного расхода топлива $\delta C_{уд}$. Например, коэффициенты влияния степени повышения давления компрессора на удельную тягу и удельный расход топлива равны соответственно

$$\frac{\delta P_{уд}}{\delta \pi_k^*} = \frac{1}{2} K_6 \left[\frac{K_3'}{K_3} (K_3 - K_1) - K_1 K_4 \right], \quad (8.23)$$

$$\frac{\delta C_{уд}}{\delta \pi_k^*} = - \frac{1}{2} K_6 \left[\frac{K_3'}{K_3} (K_3 - K_1) - K_1 K_4 \right] + K_1 K_2 (K_5 - 1). \quad (8.24)$$

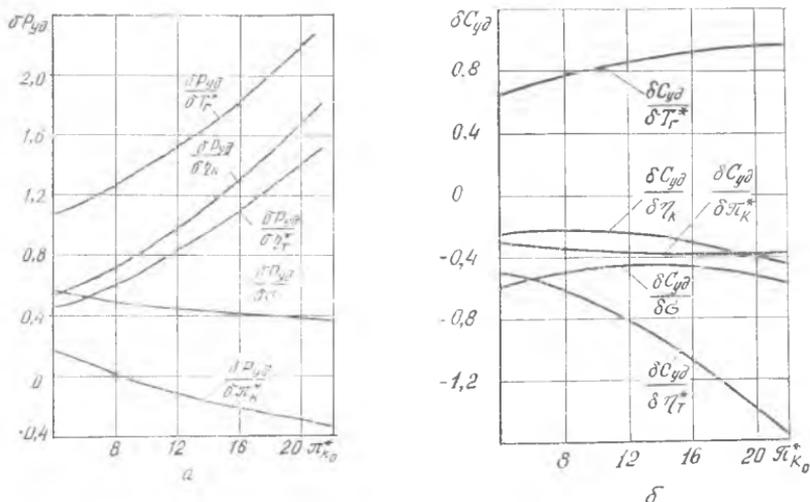


Рис. 8.6. Изменение удельной тяги $\delta P_{уд}\%$ (а) и удельного расхода топлива $\delta C_{уд}\%$ (б) при изменении на 1% параметров рабочего процесса, к. п. д. узлов и коэффициентов потерь для различных π_k^* , $T_g^* = 1600\text{ K}$, $H = 0$, $M_n = 0$

В формулы (8.23) и (8.24) входят коэффициенты k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 и k_6 , их численные значения, как было показано, определяются исходными значениями параметров, характеризующих работу узлов, которые, в свою очередь, однозначно определяются параметрами рабочего процесса, внешними условиями, а также величинами к.п.д. и коэффициентов потерь. Поэтому численные значения коэффициентов $\delta P_{уд}/\delta \lambda_k^*$ и $\delta C_{уд}/\delta \lambda_k^*$, а также всех других коэффициентов влияния независимых переменных в уравнениях (8.21) и (8.22), при заданных внешних условиях и принятом уровне потерь зависят от параметров рабочего процесса T_g^* и π_k^* . Такие зависимости показаны на рис. 8.6. Они весьма информативны и представляют не только практический интерес: по знаку и величине коэффициента влияния можно судить об основных закономерностях изменения удельных параметров двигателя.

§ 8.5. Термогазодинамический анализ влияния

к. п. д. узлов, коэффициентов потерь и отбора воздуха на удельные параметры одновального ТРД

Влияние независимого изменения к.п.д. какого-либо узла, коэффициента потерь или отбора воздуха (на нужды летательного аппарата) на удельную тягу и удельный расход топлива

проанализируем при условии, что параметры рабочего процесса ($T_{г}^*$, $\pi_{к}^*$) и внешние условия ($T_{н}$, $V_{п}$), а также все остальные к.п.д. и коэффициенты потерь, остаются неизменными.

Коэффициент скорости сопла φ_c . Изменение φ_c приводит к изменению параметров на выходе из сопла. Все параметры воздухозаборника, компрессора, камеры сгорания и турбины сохраняются при этом неизменными. Например, с увеличением φ_c в соответствии с формулой (8.11) пропорционально увеличивается скорость истечения c_c и удельная тяга (6.4). Если $V_{п}=0$, то коэффициент влияния $\delta P_{уд}/\delta \varphi_c$ равен единице.

Коэффициенты восстановления давления в воздухозаборнике ($\sigma_{вх}$) и камере сгорания ($\sigma_{к.с}$). Изменение $\sigma_{вх}$ ($\sigma_{к.с}$) сопровождается соответствующим изменением полного давления во всех сечениях, начиная с сечения BX на выходе из воздухозаборника (Γ на выходе из камеры сгорания). Другие параметры воздухозаборника, компрессора, камеры сгорания и турбины (температуры и скорость рабочего тела в характерных сечениях, относительные величины и работы узлов) сохраняются неизменными, изменяются только параметры сопла. С увеличением $\sigma_{вх}$ ($\sigma_{к.с}$) степень понижения давления газа в сопле, согласно уравнению баланса давлений (8.3), повышается. Соответственно возрастает скорость истечения (8.11) и увеличивается удельная тяга.

К. п. д. турбины $\eta_{т}^*$. При изменении $\eta_{т}^*$ работа турбины сохраняется неизменной, так как согласно уравнению баланса мощности (8.2) ее величина определяется работой компрессора. Поэтому, как следует из (8.9), увеличение $\eta_{т}^*$ сопровождается снижением степени понижения давления $\pi_{т}^*$. Далее в соответствии с уравнением баланса давлений увеличивается π_c , что приводит, как и в предыдущем случае, к увеличению скорости истечения c_c и удельной тяги $P_{уд}$.

Механический к. п. д. η_m . Изменение η_m компенсируется соответствующим изменением работы турбины при постоянной потребной работе компрессора (8.2). С увеличением η_m потребная работа $L_{т}$ снижается, что ведет к уменьшению $\pi_{т}^*$ и, как и при повышении $\eta_{т}^*$, — к увеличению c_c и $P_{уд}$.

При изменении η_m (или $\eta_{т}^*$) параметры воздухозаборника, компрессора и камеры сгорания не изменяются.

Во всех пяти случаях изменения рассмотренных коэффициентов потерь и к. п. д. (φ_c , $\sigma_{вх}$, $\sigma_{к.с}$, $\eta_{т}^*$, η_m) температура рабочего тела на входе в камеру сгорания и на выходе из нее сохраняется неизменной. Не изменяется, следовательно, и относительный расход топлива q_1 (8.8). Поэтому удельный расход топлива изменяется, согласно (7.3), обратно пропорционально изменению удельной тяги. Подчеркнем, что коэффициент влияния любого из пяти рассмотренных факторов на удельный расход топлива

численно равен коэффициенту влияния этого фактора на удельную тягу.

Коэффициент полноты сгорания η_r . Изменение η_r приводит, согласно (8.8), к обратно пропорциональному изменению относительного расхода топлива q_T и удельного расхода $C_{уд}$ (7.3). Остальные параметры всех узлов и двигателя в целом, включая удельную тягу, остаются неизменными, если пренебречь незначительным изменением массы рабочего тела в проточной части турбины и сопла. Допущение о постоянстве коэффициента изменения массы правомерно, так как рассматривается малое изменение коэффициента полноты сгорания, при котором величина $(1+q_T)$ сохраняется практически постоянной (следует помнить, что q_T в 30...50 раз меньше единицы). Подчеркнем, что при принятых условиях увеличение η_r компенсируется пропорциональным снижением расхода топлива, при этом параметры рабочего тела во всех сечениях и работа двигателя не изменяются. *Коэффициент влияния η_r на $C_{уд}$ равен единице.*

К. п. д. компрессора η_k . Увеличение к.п.д. η_k при условии обеспечения заданной степени повышения давления сопровождается снижением потребной работы компрессора (8.6). Соответственно из условия баланса мощности снижается работа турбины. Далее, как и в случае повышения η_r^* (или η_m), снижается π_T^* и увеличиваются π_c , c_c и $P_{уд}$. Однако в рассматриваемом случае изменяется температура за компрессором. С ростом η_k она снижается (8.7), что ведет к увеличению относительного расхода топлива q_T (8.8). Увеличение удельной тяги оказывает преобладающее влияние (по сравнению с влиянием q_T) на удельный расход топлива, поскольку повышение к. п. д. означает повышение эффективности работы компрессора, а следовательно и двигателя в целом, и должно сопровождаться снижением удельного расхода топлива, т. е. *коэффициент влияния η_k на $C_{уд}$ по абсолютной величине всегда меньше коэффициента влияния η_k на $P_{уд}$.*

Итак, при изменении к. п. д. компрессора изменяются параметры во всех узлах двигателя, за исключением воздухозаборника.

Отбор воздуха на самолетные нужды ($G_{отб}$) и охлаждение узлов двигателя ($G_{охл}$). Увеличение массы воздуха $G_{отб}$, отбираемого в сечении K за компрессором на нужды летательного аппарата, сопровождается уменьшением массы рабочего тела, проходящего через камеру сгорания, турбину и сопло, и соответствующим уменьшением коэффициентов v_r , v_T и v_c (см. раздел 8.2.1). Например,

$$v_r = 1 - \overline{G}_{охл.т} - \overline{G}_{охл.с} - \overline{G}_{у1} - \overline{G}_{отб}; \quad v_r = v_r^* (1 + q_T).$$

Из условия баланса мощности это ведет к увеличению потребной работы турбины и далее — к повышению π_T^* , снижению π_c , c_c , а следовательно, и к снижению удельной тяги.

Часовой расход топлива через камеру сгорания уменьшается пропорционально снижению расхода воздуха $G_T = q_T G_{вх} v'_T$. Однако удельный расход топлива с увеличением $G_{отб}$ всегда повышается вследствие более существенного снижения тяги по сравнению со снижением G_T , что объясняется уменьшением тяги (6.4) как вследствие снижения расхода воздуха (v_c), так и вследствие уменьшения скорости c_c из-за снижения ρ_c . Увеличению удельного расхода топлива можно дать и более общее объяснение: в компрессоре определенная работа затрачивается на сжатие воздуха, отбираемого на нужды летательного аппарата, а полезную работу расширения в турбине этот воздух не производит. Поэтому с увеличением $G_{отб}$ эффективность работы двигателя ухудшается.

Как следует из проделанного анализа, с изменением отбора воздуха на самолетные нужды параметры воздухозаборника и компрессора, а также удельные параметры камеры сгорания, при принятых условиях сохраняются неизменными.

Аналогичное влияние на удельные параметры двигателя оказывает отбор воздуха на охлаждение турбины $G_{охл.т}$. Особенностью такого отбора является то, что масса воздуха $G_{охл.т}$ после охлаждения горячих элементов турбины возвращается в проточную часть и участвует в создании тяги. Кроме того, втекание охлаждающего воздуха в проточную часть приводит к снижению к.п.д. турбины и температуры газа. Поэтому для количественной оценки влияния отбора $G_{охл.т}$ на удельные параметры двигателя необходимо оценить возможное изменение к.п.д. турбины (см. § 8.1) и рассчитать по уравнению энергии температуру смеси газа и охлаждающего воздуха $T_{см}^*$ (см. § 9.1). При этом давление смеси обычно принимается равным давлению газа. *Оценка влияния $G_{охл.т}$ на удельные параметры двигателя без учета изменения к.п.д. турбины и снижения температуры газа за турбиной может привести не только к количественной ошибке, но и к качественно неправильным результатам.*

§ 8.6. Различные методы определения и анализа удельных параметров ГТД

Во второй части учебного пособия (гл. 5, 6 и 7) при изложении основных закономерностей рабочего процесса трех основных типов ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД) зависимости удельных параметров двигателя от параметров рабочего процесса и других факторов анализировались методом «работы цикла», т. е. по схеме:

$$L_e \rightarrow \eta_e \rightarrow P_{уд} \rightarrow \eta_{п} \rightarrow \eta_{rII} \rightarrow \eta_{лж} \rightarrow \eta_0 \rightarrow C_{уд}.$$

Метод «работы цикла» получил широкое распространение, им пользуются практически все авторы учебников по теории ВРД. Главное достоинство данного метода состоит в том, что он позволяет выразить удельную тягу и удельный расход топлива через параметры рабочего процесса в явном виде, что облегчает анализ зависимости удельных параметров от различных факторов. Но при этом расчет величин $P_{уд}$ и $C_{уд}$ выполняется недостаточно точно, так как потери в узлах оцениваются в обобщенном виде, ориентировочно.

Поэтому в проектных организациях зависимость $P_{уд}$ и $C_{уд}$ от различных факторов рассчитывают обычно по методике термогазодинамического расчета (§ 8.2 и 8.3), которая позволяет учесть потери в узлах двигателя дифференцированно. По этой методике можно проводить термогазодинамический анализ изменения параметров, характеризующих работу узлов, а следовательно, и изменения удельных параметров двигателя. В этом случае последовательность термогазодинамического анализа параметров двигателя совпадает с последовательностью прохождения рабочим телом характерных сечений проточной части, т. е. анализ производится по схеме: воздухозаборник ($T_{п}^*$, $\pi_{в}$, $p_{вх}^*$) → компрессор ($L_{к}$, $T_{к}^*$, $p_{к}^*$) → камера сгорания ($T_{г}^*$, $q_{г}$, $v_{г}$, $p_{г}^*$) → турбина ($L_{т}$, $T_{т}^*$, $\pi_{т}$, $p_{т}^*$) → сопло ($\pi_{с}$, $c_{с}$, $T_{с}$) → основные удельные параметры ($P_{уд}$, $C_{уд}$) → расход воздуха и площади основных характерных сечений ($G_{вх}$, $F_{вх}$, $F_{с.кр}$, $F_{с.а}$). На ТРДД параллельно анализу изменения параметров во внутреннем контуре выполняется анализ их изменения в наружном контуре.

Эти два метода («работы цикла» и «последовательного термогазодинамического анализа» параметров, характеризующих работу узлов) хорошо дополняют друг друга, составляя, по существу, единый метод полного термогазодинамического анализа параметров двигателя, который позволяет в большинстве случаев однозначно определить характер изменения анализируемых параметров и вскрыть физический смысл их изменения.

При изложении теории ГТД применяется также метод «свободной энергии».

Для идеального цикла свободная энергия определяется как сумма работы цикла и кинетической энергии рабочего тела, соответствующей скорости полета:

$$L_{св} = L_e + \frac{V_{п}^2}{2}.$$

Из формулы (5.6) следует, что она равна сумме кинетической энергии рабочего тела, вытекающего из внутреннего контура, и избыточной работы турбины $L_{тII}$:

$$L_{св} = \frac{c_{сI}^2}{2} + L_{тII}.$$

Как показано в § 5.2, избыточная работа $L_{\text{тТ}}$ отводится на привод винта в ТВД или на привод той части вентилятора ТРДД, с помощью которой энергия передается в наружный контур. Следовательно, свободная энергия — это работа расширения газа без работы турбины, которая затрачивается на привод всех компрессоров и части вентилятора, сжимающих воздух в потоке основного контура. Сечение за такой турбиной обозначают — TK' . В случае ТРД сечение TK' совпадает с сечением T за турбиной, поскольку $L_{\text{тТ}}=0$. Для ТВаД со свободной турбиной (см. рис. 1.9) и для двухвального с задним расположением вентилятора ТРДД (см. рис. 1.7) сечение TK' совпадает с сечением тВД за турбиной высокого давления. В случае одновального ТВД (см. рис. 1.8) сечение TK' условно делит турбину на две части в соответствии с мощностями, затрачиваемыми на привод компрессора и винта. Аналогично в двухвальном ТРДД (см. рис. 1.1) сечение TK' условно делит турбину на две части в соответствии с мощностями, затрачиваемыми на сжатие в вентиляторе воздуха в потоках внутреннего и наружного контуров.

Таким образом, свободная энергия — это изэнтروпическая работа полного расширения газа (до атмосферного давления), которая определяется по температуре и давлению в сечении TK' [31]. Данное определение относится как к идеальному, так и к действительному циклу.

Для действительного цикла $T_{\text{тк}}$ и $P_{\text{тк}}$ рассчитываются по методике проектного термогазодинамического расчета, что позволяет более точно учесть потери в узлах и элементах двигателя (если сравнивать с расчетом параметров методом «работы цикла»). В этом и заключается основное преимущество метода «свободной энергии» (перед методом «работы цикла»). Как метод анализа основных закономерностей рабочего процесса ГТД он уступает двум ранее рассмотренным методикам, поэтому в данном учебном пособии не рассматривается.

Выводы по теме: «Методы термогазодинамического расчета и анализа параметров ГТД»

1. При термогазодинамическом расчете двигателя используются основные уравнения баланса: массы, мощности и давлений, а также уравнения изэнтропии процессов сжатия и расширения, импульсов и уравнение энергии, связывающее изменение параметров в каждом узле с подводом или отводом работы (тепла). Методы расчета параметров воздухозаборника (а также компрессора и камеры сгорания) идентичны для двигателей различных типов и схем. Различия касаются в основном расчета параметров турбины и сопла, а также определения основных удельных параметров двигателя.

2. При расчете двухконтурных и одноконтурных турбореактивных двигателей различных схем работа турбин определяется по уравнению баланса мощности из условия обеспечения потребной работы компрессора (заданного π_k), степень понижения давления в турбине рассчитывается из условия обеспечения потребной работы турбины (из формулы для работы турбины), а степень понижения давления в сопле — по уравнению баланса давлений. При расчете одновального ТВД степень понижения давления π_t вычисляют по уравнению баланса давлений, задаваясь величиной π_c , характеризующей распределение энергии; работу турбины определяют по формуле работы в за-

висимости от T_T^* и p_T^* , а мощность на валу — по уравнению баланса мощности турбины, компрессора и винта. Газогенератор турбовального двигателя со свободной турбиной рассчитывается так же, как и газогенератор одновального ТРД, а свободная турбина — как турбина одновального ТВД.

3. Влияние параметров рабочего процесса, к.п.д. узлов и коэффициентов потерь при их отклонении от исходных значений в небольших пределах на удельную тягу и удельный расход топлива для проектируемого ГТД удобно оценивать методом малых отклонений, который основан на линеаризации уравнений. Коэффициенты влияния независимых переменных на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ при заданных внешних условиях зависят только от параметров рабочего процесса и уровня потерь в двигателе и рассчитываются заранее.

4. При неизменных параметрах рабочего процесса и внешних условиях с увеличением φ_c , $\sigma_{вх}$, $\sigma_{к.с.}$, η_T^* и η_m параметры, характеризующие работу воздухозаборника, компрессора и камеры сгорания, не изменяются. Во всех случаях увеличиваются скорость истечения газа из сопла и соответственно удельная тяга. Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально удельной тяге, так как относительный расход $q_T = \text{const}$. С увеличением η_k удельная тяга увеличивается, а удельный расход топлива снижается. Аналогичное влияние на $R_{уд}$ и $C_{уд}$ оказывает увеличение коэффициента ν' (уменьшение отбора воздуха $G_{отб}$ на нужды самолета). Увеличение η_T приводит к обратно пропорциональному изменению расхода топлива, остальные параметры двигателя при этом не изменяются.

5. Получили распространение различные методы расчета и анализа удельных параметров ГТД: работы цикла, свободной энергии, термогазодинамического расчета. Наиболее широко распространен универсальный метод термогазодинамического расчета и анализа параметров двигателя, последовательность которого соответствует течению рабочего тела в проточной части двигателя, т. е. он выполняется по схеме: воздухозаборник → компрессор → камера сгорания → турбина → сопло → основные удельные параметры → расход воздуха → площади характерных проходных сечений.

Контрольные вопросы

1. Какие данные необходимы для проектного термогазодинамического расчета одновального ТРД (перечислите их)? Сделайте оценку величин $\sigma_{вх}$, $\sigma_{к.с.}$, η_T , φ_c и η_m , принимаемых для такого расчета.

2. Как оценить величину к. п. д. компрессора η_k для проектного термогазодинамического расчета ГТД?

3. Как оценить величину к. п. д. турбины η_T для проектного термогазодинамического расчета ГТД? Как оценить величину относительного расхода воздуха $G_{охл.}$, отбираемого на охлаждение турбины, и соответствующее снижение к. п. д. турбины?

4. Выведите основные уравнения термогазодинамического расчета ТРД,

проанализируйте их. С какой целью выполняется термогазодинамический расчет двигателя?

5. Изложите методику термогазодинамического расчета одновального ТРД.

6. Составьте методику термогазодинамического расчета двухвального ТРД.

7. Выведите основные уравнения термогазодинамического расчета многовального (двухвального) ТРДД, проанализируйте их.

8. Составьте методику термогазодинамического расчета двухвального ТРДД.

9. Изложите особенности термогазодинамического расчета одновального ТВД и составьте методику его расчета.

10. Изложите особенности термогазодинамического расчета турбовального двигателя со свободной турбиной и составьте методику его расчета.

11. Приведите основные уравнения термогазодинамического расчета ТРД и уравнения для L_k , T_k , q_T , L_T , T_T^* , c_c в линеаризованном виде.

12. Опишите последовательность вывода линеаризованного уравнения зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива одновального ТРД от параметров рабочего процесса, к. п. д. узлов и коэффициентов потерь.

13. Проанализируйте влияние коэффициентов потерь и к. п. д. узлов (φ_c , $\sigma_{вх}$, $\sigma_{к.с}$, η_T^* , η_m) на удельную тягу и удельный расход топлива одновального ТРД.

14. Проанализируйте влияние коэффициента полноты сгорания топлива η_g , к. п. д. компрессора η_k и отбора воздуха на самолетные нужды $\bar{G}_{отб}$ (v_r) на удельную тягу и удельный расход топлива одновального ТРД.

15. Проанализируйте влияние к. п. д. компрессора НД $\eta_{кНД}$ на $P_{уд}$ и $C_{уд}$ двухвального ТРД.

16. Проанализируйте влияние к. п. д. компрессора НД $\eta_{кНД}$ и коэффициента восстановления давления в наружном канале $\sigma_{нав}$ на $P_{уд}$ и $C_{уд}$ двухвального ТРДД.

17. Какие существуют методы расчета и анализа параметров ГТД? Особенности этих методов, их преимущества и недостатки? Что представляет собой метод свободной энергии?

18. Сформулируйте основные выводы по теме: «Методы термогазодинамического расчета и анализа параметров ГТД».

Задачи

1. Определить степень повышения давления в компрессоре ГТД, если температура наружного воздуха $T_n = 230$ К, скорость полета $V_n = 900$ км/ч, работа компрессора $L_k = 500$ кДж/кг, к. п. д. компрессора $\eta_k = 0,86$.

2. Определить степень понижения давления в турбине одновального ТРД, если работа компрессора $L_k = 550$ кДж/кг, температура газа перед турбиной $T_r^* = 1550$ К, к. п. д. турбины $\eta_T = 0,9$, коэффициент изменения массы рабочего тела $v_r = 0,94$, механический к. п. д. $\eta_m = 0,99$.

3. Определить полные значения температуры и давления воздуха за компрессорами низкого и высокого давления двухвального ТРД при полете самолета в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 6$ км со скоростью $V_n = 600$ км/ч, если степень повышения давления в компрессорах низкого и высокого давления и их к. п. д. соответственно равны: $\pi_{кНД}^* = 3,5$; $\eta_{кНД} = 0,86$; $\pi_{кВД}^* = 5$; $\eta_{кВД} = 0,87$. Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве $\sigma_{вх} = 0,98$.

4. Определить статическую температуру газа за двигателем при условии полного расширения газа в сопле при работе ТРД в стандартных атмосферных условиях на земле, если полные значения температуры и давления газа перед турбиной $T_r^* = 1500$ К, $p_r^* = 10^6$ Па, работа расширения в турбине

$L_T = 272$ кДж/кг, к. п. д. турбины $\eta_T^* = 0,9$, коэффициент скорости сопла $\varphi_c = 0,98$.

5. Определить работу турбины НД двухвального ТРДД, если работа компрессора $L_{КНД} = 100$ кДж/кг, степень двухконтурности $m = 2$, коэффициент изменения массы рабочего тела $v_{ГНД} = 1$, механический к. п. д. $\eta_m = 0,99$.

6. Определить температуру газа за турбиной двухвального ТРДД, если работа компрессоров НД и ВД, степень двухконтурности и температура газа перед турбиной соответственно равны: $L_{КНД} = 80$; $L_{КВД} = 450$ кДж/кг, $m = 2$; $T_T^* = 1600$ К. Механическим к. п. д. и изменением массы рабочего тела в характерных сечениях проточной части пренебречь.

7. Определить степень понижения давления в турбине НД двухвального ТРДД, если работа вентилятора $L_v = 56$ кДж/кг, работа подпорных ступеней $L_{пс} = 77$ кДж/кг, работа турбины ВД $L_{ТВД} = 430$ кДж/кг, степень двухконтурности $m = 6$, температура газа перед турбиной $T_T^* = 1650$ К, к. п. д. турбины НД $\eta_{ТНД} = 0,92$, коэффициент изменения массы рабочего тела $v_{ГНД} = 1,01$, механический к. п. д. $\eta_m = 0,99$.

8. При работе одновального ТРД в САУ на земле при $V_n = 0$ степень повышения давления компрессора $\pi_k^* = 16$, к. п. д. компрессора и турбины $\eta_k = 0,86$; $\eta_T^* = 0,9$, температура газа перед турбиной $T_T^* = 1500$ К, коэффициенты восстановления давления $\sigma_{вх} = 0,98$ и $\sigma_{к.с} = 0,96$. Определить располагаемую степень понижения давления газа в сопле лс. Принять $v_T = \eta_m = 1$.

9. При температуре наружного воздуха $T_n = 220$ К и скорости полета самолета $V_n = 2000$ км/ч степень повышения давления в компрессорах НД и ВД двухвального ТРДД $\pi_{КНД}^* = 1,75$, $\pi_{КВД}^* = 7,3$, степень понижения давления в его турбинах $\pi_{ТВД}^* = 3,60$, $\pi_{ТНД}^* = 2,15$, коэффициенты восстановления давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх} = 0,87$, наружном канале $\sigma_{кан} = 0,96$ и камере сгорания $\sigma_{к.с} = 0,94$. Определить располагаемую степень понижения давления в соплах наружного $\pi_{сII}$ и внутреннего $\pi_{сI}$ контуров.

10. Определить работу турбины одновального ТВД, если при температуре $T_n^* = 240$ К работа компрессора $L_k = 350$ кДж/кг, к. п. д. $\eta_k = 0,87$, температура газа перед турбиной $T_T^* = 1600$ К, к. п. д. турбины $\eta_T = 0,9$, степень понижения давления газа в сопле $\pi_c = 1,3$, коэффициенты восстановления давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх} = 0,98$ и камере сгорания $\sigma_{к.с} = 0,96$.

11. Определить степень понижения давления в свободной турбине $\pi_{ТНД}$ турбовального двигателя, если в САУ на земле при $M_n = 0$ степень повышения давления $\pi_k^* = 15$, к. п. д. $\eta_k = 0,86$, температура газа перед турбиной $T_T^* = 1400$ К, к. п. д. турбины ВД $\eta_{ТВД} = 0,89$, степень понижения давления в сопле $\pi_c = 1,04$, коэффициенты восстановления давления в воздухозаборнике и камере сгорания $\sigma_{вх} = 0,97$, $\sigma_{к.с} = 0,96$. Принять $v_T = \eta_m = 1$.

12. Определить тягу и удельный расход топлива при полете ТРД со скоростью $V_n = 700$ км/ч, если полная температура воздуха за компрессором $T_k^* = 700$ К, полная температура газа перед турбиной $T_T^* = 1250$ К, скорость истечения газа из сопла при полном расширении $c_c = 720$ м/с, расход воздуха через двигатель $G_B = 25$ кг/с.

13. Определить тягу ТРД в стандартных условиях на земле ($V_n = 0$) при условии полного расширения газа в сопле, если полные значения температуры и давления газа перед турбиной равны: $T_T^* = 1350$ К, $p_T^* = 1210$ кПа; степень понижения давления газа в турбине $\pi_T^* = 3,2$; к. п. д. турбины $\eta_T^* = 0,91$; коэффициент скорости сопла $\varphi_c = 0,975$. Расход воздуха через двигатель $G_B = 100$ кг/с. Влиянием массы топлива пренебречь.

14. Определить удельный расход топлива ТРД, если при скорости поле-

та $V_{II}=600$ км/ч степень понижения давления газа в сопле $\pi_c=3,5$, полная температура рабочего тела перед турбиной $T_{II}^*=1400$ К, за турбиной $T_{III}^*=1050$ К, за компрессором $T_{II}^*=780$ К. Принять $\varphi_c=0,98$, $\eta_{II}=0,98$, $G_{охл}=0,03$.

15. Определить удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД, а также удельную тягу в расчете на 1 кг воздуха, проходящего через внутренний контур, при $V_{II}=690$ км/ч, если скорости истечения из контуров $c_{сII}=219$, $c_{сI}=230$ м/с, степень двухконтурности $m=6$, относительный расход топлива $q_T=0,0032$. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь.

16. Определить удельную мощность на валу $N_{в.уд}$ и эффективный удельный расход топлива C_e турбовального двигателя со свободной турбиной, если известны температура и давление рабочего тела на входе в турбину ВД $T_{II}^*=1450$, $p_{II}=1460$ кПа, работа турбины $L_{ТВД}=410$ кДж/кг, к. п. д. турбин $\eta_{ТВД}^*=0,9$, $\eta_{ТНД}^*=0,91$, степень понижения давления газа в сопле $\pi_c=1,03$, относительный расход топлива $q_I=0,023$, механический к. п. д. $\eta_m=0,99$, коэффициент $\gamma_{II}^*=0,95$.

17. Определить эквивалентную удельную мощность $N_{э.уд}$ и эквивалентный удельный расход топлива $C_э$ одновального ТВД при $V_{II}=125$ м/с, если работа компрессора $L_K=400$ кДж/кг, работа турбины $L_T=775$ кДж/кг, скорость истечения $c_c=136$ м/с, механический к. п. д. $\eta_m=0,97$, к. п. д. винта $\eta_b=0,8$, коэффициент $\gamma_{II}^*=0,95$.

Ту же задачу решить при условии, что $V_{II}=0$, а все остальные заданные величины не изменяются.

Особенности рабочего процесса двигателей с форсажными камерами (ТРДФ и ТРДДФ) и со смешением потоков (ТРДДсм)

Турбореактивные двигатели с форсажными камерами выполняются по схеме одновальных (см. рис. 1.15) и двухвальных ТРДФ, а также по схеме двухконтурного двигателя со смешением потоков и с общей форсажной камерой (ТРДДФсм, см. рис. 1.16). Поэтому в § 9.2—9.5 изложены основные закономерности рабочего процесса именно этих двух типов двигателей. Причем основные закономерности анализируются на примере ТРДДФсм, а сделанные выводы относятся к обоим двигателям, поскольку ТРДФ является частным случаем ТРДДФсм.

Так как ТРДДФсм — это ТРДДсм с форсажной камерой, то в § 9.1 рассмотрены, прежде всего, особенности рабочего процесса ТРДДсм.

§ 9.1. Особенности ТРДД со смешением потоков наружного и внутреннего контуров (ТРДДсм)

Как известно, в настоящее время широкое распространение получили ТРДД со смешением потоков. *Смешение позволяет снизить шум от выходной струи*, так как оно исключает возможность взаимодействия за двигателем двух отдельно истекающих с высокой сверхзвуковой скоростью потоков, а за турбиной потоки смешиваются при небольших дозвуковых скоростях. *Кроме того, ТРДДсм имеют более низкий удельный расход топлива.* Прежде чем анализировать влияние смешения на тягу и удельный расход топлива, рассмотрим особенности методики расчета двигателя этой схемы.

9.1.1. Особенности проектного турбогазодинамического расчета ТРДДсм

Параметры воздухозаборника, вентилятора, компрессора, камеры сгорания и турбины ТРДДсм определяются так же, как и двигателя без смешения потоков (см. § 8.3). При этом определяются температуры T_T^* , $T_{КП}^*$ и давления

$$P_I^* = \frac{\pi_V \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{КНД}}^* \pi_{\text{КВД}}^* \sigma_{\text{к.с}}}{\pi_{\text{ТВД}}^* \pi_{\text{ТНД}}^*} P_{\text{II}}, \quad P_{\text{II}}^* = \pi_V \sigma_{\text{вх}} \pi_{\text{КП}}^* \sigma_{\text{кп}} P_{\text{II}}$$

на выходе из внутреннего и наружного контуров (на входе в камеру смешения, см. рис. 1.5). Следовательно, особенности расчета ТРДДсм касаются только смешения потоков и определения параметров на выходе из камеры смешения.

Параметры смеси ($T_{\text{см}}^*$, $P_{\text{см}}^*$) определим для цилиндрической камеры смешения, пренебрегая различием свойств рабочего тела, поступающего из наружного и внутреннего контуров, и изменением его массы в проточной части.

Расход и полная температура смеси определяются по уравнениям сохранения массы и энергии:

$$G_{\text{см}} = G_I + G_{\text{II}}, \quad (9.1)$$

$$G_{\text{см}} c_{p,\text{см}} T_{\text{см}}^* = G_I c_{p2} T_{\text{T}}^* + G_{\text{II}} c_p T_{\text{КП}}^*.$$

Откуда, пренебрегая различием теплоемкостей, получим

$$T_{\text{см}}^* = \frac{T_{\text{T}}^* + T_{\text{КП}}^* m}{1 + m}. \quad (9.2)$$

Полное давление на выходе из камеры смешения определяется на основании уравнения импульсов для сечений на входе в цилиндрическую камеру смешения и на выходе из нее. Для расчета $P_{\text{см}}^*$ необходимо знать приведенные скорости потока в характерных сечениях камеры смешения и площади этих сечений.

Приведенные скорости λ_I и λ_{II} на входе в камеру смешения связаны условием равенства статических давлений в сечениях I—I и II—II (давления в этих сечениях равны, так как скорости потоков дозвуковые, а движение их предполагается прямолинейным):

$$P_{\text{II}} = P_I \quad \text{или} \quad P_{\text{II}}^* \pi(\lambda_{\text{II}}) = P_I^* \pi(\lambda_I). \quad (9.3)$$

Задаваясь приведенной скоростью на выходе из внутреннего контура $\lambda_I = 0,3 \dots 0,5$, находим по (9.3) и с помощью газодинамических функций значение λ_{II} .

Из уравнения расхода

$$G_i = \frac{m_{\text{кр}} P_i^* F_i q(\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}} \quad (9.4)$$

определяем площади характерных сечений F_I и F_{II} на входе в камеру смешения и, следовательно, площадь на выходе из цилиндрической камеры смешения $F_{\text{см}} = F_I + F_{\text{II}}$.

В сечении на выходе из камеры смешения остались неизвестными две величины — $\lambda_{см}$ и $p_{см}^*$. Определить их можно по двум уравнениям, например, по уравнению расхода (9.4) и уравнению полных импульсов. Чтобы избежать последовательные приближения, величину Φ_i в уравнении полных импульсов $\Phi_{см} = \Phi_I + \Phi_{II}$ целесообразно выразить через газодинамическую функцию $z(\lambda_i)$, которая называется удельным импульсом [1]:

$$\Phi_i = \frac{\kappa + 1}{\kappa} G_i a_{кр i} z(\lambda_i).$$

Имея в виду, что критическая скорость $a_{кр i}$ пропорциональна $\sqrt{T_i^*}$, уравнение полных импульсов представим в виде

$$G_{см} \sqrt{T_{см}^*} z(\lambda_{см}) = G_I \sqrt{T_T^*} z(\lambda_I) + G_{II} \sqrt{T_{кII}^*} z(\lambda_{II}).$$

Поделив левую и правую части полученного уравнения на произведение $G_I \sqrt{T_T^*}$, с учетом (9.2) получим

$$z(\lambda_{см}) = \frac{z(\lambda_I) + m \sqrt{\Theta} z(\lambda_{II})}{\sqrt{(1 + m\Theta)(m + 1)}}, \quad (9.5)$$

где $\Theta = T_{кII}^*/T_T^*$ — отношение полных температур в потоках наружного и внутреннего контуров на входе в камеру смешения.

По уравнению (9.5) определяется приведенная скорость на выходе из камеры смешения $\lambda_{см}$, далее из уравнения расхода (9.4) вычисляется полное давление на выходе из камеры смешения $p_{см}^*$. Его можно определить также из уравнения полных импульсов, если импульс выразить через полное давление и газодинамическую функцию $f(\lambda_i)$:

$$\Phi_i = p_i^* F_i f(\lambda_i).$$

Тогда

$$p_{см}^* F_{см} f(\lambda_{см}) = p_I^* F_I f(\lambda_I) + p_{II}^* F_{II} f(\lambda_{II}).$$

Откуда

$$p_{см}^* = \frac{p_I^* F_I f(\lambda_I) + p_{II}^* F_{II} f(\lambda_{II})}{(F_I + F_{II}) f(\lambda_{см})}. \quad (9.6)$$

Если пренебречь изменением функции $f(\lambda_{см})$, которая в диапазоне $\lambda_i = 0,4 \dots 0,6$ изменяется незначительно, то получим приближенную формулу для определения давления:

$$p_{см}^* = \frac{p_I^* F_I + p_{II}^* F_{II}}{F_I + F_{II}}. \quad (9.7)$$

Физический смысл формулы (9.7) прост: давление осредняется по площади. Определение давления по формуле (9.7) упр-

рошает расчет, так как в этом случае не нужно определять приведенную скорость $\lambda_{см}$. В указанном диапазоне изменения λ_I и λ_{II} ошибка не превышает 1%.

Расчет параметров газового потока на выходе из сопла ТРДД_{см} (c_c, T_c) не отличается от расчета параметров на выходе из сопла обычного ТРД (§ 8.2). Причем располагаемая степень понижения давления π_c определяется величиной $p_{см}^*$,

$$\pi_c = \frac{p_{см}^* \sigma_{см}}{p_{II}},$$

где $\sigma_{см}$ — коэффициент восстановления полного давления в камере смешения, учитывающий гидравлические потери.

Удельная тяга и удельный расход топлива ТРДД_{см}, как и ТРД, определяются по формулам (6.4) и (7.3). Следует только помнить, что $P_{удГТ} = P_{уд}(m+1)$, и при определении коэффициента изменения массы в сечении S расход топлива следует относить не к расходу воздуха через внутренний контур, а к суммарному расходу через двигатель, т. е.

$$\nu_c \approx 1 + \frac{q_T}{m+1}.$$

9.1.2. Влияние смешения на выходной импульс

Увеличение выходного импульса ТРДД_{см} по сравнению с выходным импульсом ТРДД при одинаковых параметрах рабочего процесса и, следовательно, одинаковом расходе топлива объясняется тем, что смешение обеспечивает более равномерное распределение энергии по массе рабочего тела в наружном и внутреннем контурах (в § 6.5 показано, что импульс максимален при равномерном распределении энергии). В двухконтурном двигателе без смешения потоков энергия по контурам распределена неравномерно, что подтверждается значительным различием температур $T_{кII}^*$ и T_T^* (отношение этих температур для существующих ТРДД лежит в пределах $\Theta = T_{кII}^*/T_T^* = 0,4 \dots 0,6$) при несущественном различии давлений p_{II}^* и p_I^* .

Влияние смешения на выходной импульс проанализируем как это сделано в работе [31].

Увеличение выходного импульса за счет смешения потоков оценивают с помощью коэффициента увеличения выходного импульса [31]:

$$\bar{I} = \frac{I_{см}}{I_I + I_{II}} = \frac{G_{см} c_{с,см}}{G_I c_{сI} + G_{II} c_{сII}}$$

Определим его при условии, что смешение выполняется без потерь, а полные давления на выходе из наружного и внутреннего контуров одинаковы,

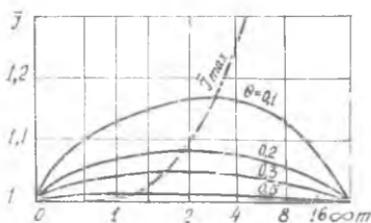


Рис. 9.1. Зависимость коэффициента увеличения выходного импульса ТРДДсм от степени двухконтурности и отношения температур θ

т. е. $p_{см}^* = p_{II}^* = p_I^*$. (Легко показать, что это условие означает энергетически эквивалентное смешение, при котором кинетическая энергия смеси равна сумме кинетических энергий двух отдельно истекающих потоков). При этом одинаковы и приведенные скорости на выходе из сопел $\lambda_{с,см} = \lambda_{с,II} = \lambda_{с,I}$, а так как $c_{сI} = \lambda_{сI} \sqrt{T_I^*} = \text{const}$, то

$$\bar{I} = \frac{G_{см} \sqrt{T_{см}^*}}{G_I \sqrt{T_I^*} + G_{II} \sqrt{T_{кII}^*}}$$

Подставив вместо $T_{см}^*$ его значение из (9.2) и поделив числитель и знаменатель на произведение $G_I \sqrt{T_I^*}$, получим

$$\bar{I} = \frac{\sqrt{(1 + \theta m)(m + 1)}}{1 + m \sqrt{\theta}} \quad (9.8)$$

Как видно из (9.8), при принятых условиях коэффициент увеличения выходного импульса \bar{I} зависит только от отношения температур θ и степени двухконтурности (рис. 9.1). При $\theta = 1$ смешение не дает прироста импульса ($\bar{I} = 1$). Со снижением θ при $m = \text{const}$ коэффициент \bar{I} монотонно увеличивается.

По степени двухконтурности коэффициент \bar{I} имеет максимум. Выполнив необходимые преобразования, можно найти оптимальную для данного θ степень двухконтурности и соответствующий максимальный коэффициент увеличения выходного импульса:

$$m_{\text{opt}} \bar{I} = \frac{1}{\sqrt{\theta}}; \quad \bar{I}_{\text{max}} = \frac{1 + \sqrt{\theta}}{2 \sqrt{\theta}} \quad (9.9)$$

Из (9.9) следует, что снижение θ в 5 раз (от 1 до 0,2) приводит к увеличению коэффициента \bar{I}_{max} на 8% (от 1 до 1,08). При этом оптимальная степень двухконтурности лежит в диапазоне $m_{\text{opt}} \bar{I} = 1 \dots 2,2$.

Однако в ТРДД таких низких значений θ не бывает. В § 6.5 показано, что при оптимальном распределении энергии между контурами отношение скоростей истечения из сопел наружного и внутреннего контуров ТРДД равно к.п.д. наружного контура $(c_{сII}/c_{сI})_{\text{opt}} = \eta_{II}$. Величина η_{II} обычно не бывает меньше 0,8. Значит, при равных или близких значениях p_I^* и p_{II}^* отношение тем-

ператур Θ должно быть не меньше 0,6, а коэффициент \bar{T}_{\max} , согласно (9.9), будет не больше $\approx 1,01$.

Таким образом, при принятых условиях выигрыш в выходном импульсе за счет смешения потоков без потерь (по сравнению с ТРДД с оптимальным распределением энергии) по расчету не превышает 1%.

Действительное увеличение выходного импульса может быть и меньше, и больше. Выигрыш от смешения уменьшается вследствие неполного перемешивания потоков, влияния дополнительных гидравлических потерь (которые учитываются коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{\text{см}}$), а также из-за потерь энергии на удар при смешении.

Существующие смесители, в том числе показанный на рис. 9.2 лепестковый смеситель, обеспечивают достаточно полное смешение при небольших гидравлических потерях ($\sigma_{\text{см}} \approx 0,99$).

Потери на удар оцениваются с помощью уравнения полных импульсов. В простейшем случае при $p_{\text{II}}^* = p_{\text{I}}^*$ из (9.5) следует:

$$\frac{z(\lambda_{\text{см}})}{z(\lambda_{\text{I}})} = \frac{1 + m\sqrt{\Theta}}{\sqrt{(1+m\Theta)(m+1)}} = \frac{1}{T} \quad (9.10)$$

При этом отношение площадей на входе в камеру смешения $F_{\text{II}}/F_{\text{I}} = m\sqrt{\Theta}$. Тогда, на основании (9.6), получим

$$\frac{p_{\text{см}}^*}{p_{\text{I}}^*} = \frac{f(\lambda_{\text{I}})}{f(\lambda_{\text{см}})}$$

Из уравнения (9.10) следует, что $z(\lambda_{\text{см}}) < z(\lambda_{\text{I}})$, т. е. $\lambda_{\text{см}} > \lambda_{\text{I}}$. Тогда из последней формулы видно, что $p_{\text{см}}^* < p_{\text{I}}^*$. Следовательно, потери на удар приводят к тому, что в камере смешения (как и при течении газа с потерями в трубе постоянного диаметра) приведенная скорость увеличивается, а полное давление уменьшается. При обычных Θ потери на удар весьма незначительны (менее 1%).

Выигрыш в выходном импульсе на двигателе со смешением потоков может быть и больше расчетной оценки, так как в ТРДД отсутствуют потери, обусловленные взаимодействием потоков наружного и внутреннего контуров на выходе из сопла, которые могут иметь место на двигателе с разделя-

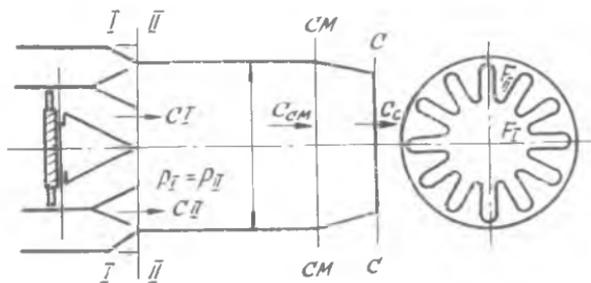


Рис. 9.2. Схема камеры смешения с лепестковым смесителем

ным истечением потоков. Кроме того, детальный анализ показывает [31], что в ТРДДсм меньше потери, связанные с передачей энергии из внутреннего контура в наружный, поскольку ТРДДсм характеризуется меньшим значением x_{opt} .

Отмеченные положительные и отрицательные факторы, влияющие на выходной импульс ТРДДсм, частично компенсируют друг друга, а действительное увеличение выходного импульса в значительной степени определяется гидравлическим совершенством выходного устройства двигателя со смещением потоков по сравнению с выходным устройством двигателя в варианте раздельного истечения потоков. Считают, что *обычно выигрыш в выходном импульсе ТРДДсм примерно равен 1%*.

В условиях длительного крейсерского высотного полета ($M_n \cong 0,8$) скорость истечения из сопла в 2...3 раза больше разности скоростей $c_c - V_n$. Поэтому *повышение выходного импульса на 1% обеспечивает увеличение тяги в этих условиях на 2...3% и приводит к такому же снижению удельного расхода топлива*, так как абсолютный расход при этом не изменяется.

Эксплуатируемые ТРДДсм имеют умеренные степени двухконтурности ($m = 1...2,5$). Предполагается, что в перспективе можно ожидать создания ТРДДсм с большей степенью двухконтурности ($m = 5...8$), главным образом, с целью снижения шума от выходной струи [31].

§ 9.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от температуры газа в форсажной камере

Зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от температуры $T_{ф}^*$ проанализируем при условии, что другие параметры рабочего процесса ТРДДФсм ($T_{г}^*$, $\pi_{ккз}$, $\pi_{ккп}$, m), а также к. п. д. узлов, коэффициенты потерь и внешние условия сохраняются неизменными. При принятых условиях параметры воздухозаборника, вентилятора, компрессора, камеры сгорания, турбины, наружного контура и камеры смешения, т. е. все параметры двигателя от сечения H на входе в двигатель до сечения CM на выходе из камеры смешения не изменяются. С увеличением температуры $T_{ф}^*$ увеличивается только скорость истечения газа из сопла

$$c_{с.ф} = \sqrt{2c_{p,г} T_{ф}^* \left(1 - 1/\pi_{с.ф}^{\frac{\kappa_2 - 1}{\kappa_2}}\right) \varphi_c}$$

и соответственно удельная тяга.

Увеличение тяги на форсированном режиме по сравнению с ее значением на нефорсированном режиме оценивается степенью форсирования

$$\bar{P}_\Phi = \frac{P_{\text{уд.}\Phi}}{P_{\text{уд}}} = \frac{c_{\text{с.}\Phi} - V_{\text{п}}}{P_{\text{уд}}}$$

Если пренебречь потерями полного давления в форсажной камере, т. е. принять $\pi_{\text{с.}\Phi} = \pi_{\text{с}}$, то скорость истечения газа $c_{\text{с.}\Phi}$ можно выразить через $c_{\text{с}}$ и степень подогрева газа в форсажной камере $T_\Phi^*/T_{\text{см}}^*$:

$$c_{\text{с.}\Phi} = c_{\text{с}} \sqrt{T_\Phi^*/T_{\text{см}}^*}$$

Выражая, в свою очередь, скорость $c_{\text{с}}$ через удельную тягу и подставляя полученное соотношение в формулу для \bar{P}_Φ , степень форсирования можно представить в следующем виде [22]:

$$\bar{P}_\Phi = \sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_{\text{см}}^*}} + \frac{V_{\text{п}}}{P_{\text{уд}}} \left(\sqrt{\frac{T_\Phi^*}{T_{\text{см}}^*}} - 1 \right). \quad (9.11)$$

Из (9.11) следует, что степень форсирования зависит от степени подогрева газа в форсажной камере, скорости полета и удельной тяги на нефорсированном режиме. При $V_{\text{п}} = 0$ величина \bar{P}_Φ изменяется пропорционально корню квадратному из степени подогрева газа. С увеличением $V_{\text{п}}$ степень форсирования значительно возрастает, особенно при больших сверхзвуковых скоростях полета, так как эффективность работы форсажного цикла повышается благодаря увеличению давления газа в форсажной камере, а эффективность основного цикла уменьшается вследствие повышения температуры рабочего тела в конце процесса сжатия и, соответственно, снижения теплопотока к рабочему телу в основной камере сгорания. При скоростях полета, близких к предельным, удельная тяга двигателя на нефорсированном режиме стремится к нулю (цикл вырождается), а степень форсирования стремится к бесконечности.

Зависимость степени форсирования от степени подогрева газа в форсажной камере при $M_{\text{п}} = \text{var}$ показана на рис. 9.3, а, а зависимость удельной тяги от скорости полета для форсированного ($T_\Phi^* = 2000 \text{ K}$) и нефорсированного режимов работы — на рис. 9.4.

Применение форсажных камер позволяет, таким образом, расширить диапазон применения турбореактивных двигателей. Освоение больших скоростей летательными аппаратами с воздушно-реактивными двигателями в качестве силовых установок невозможно без применения двигателей с форсажными камерами. Именно поэтому такие двигатели, получив широкое распространение, образовали новые типы авиационных двигателей — ТРДФ и ТРДДФ.

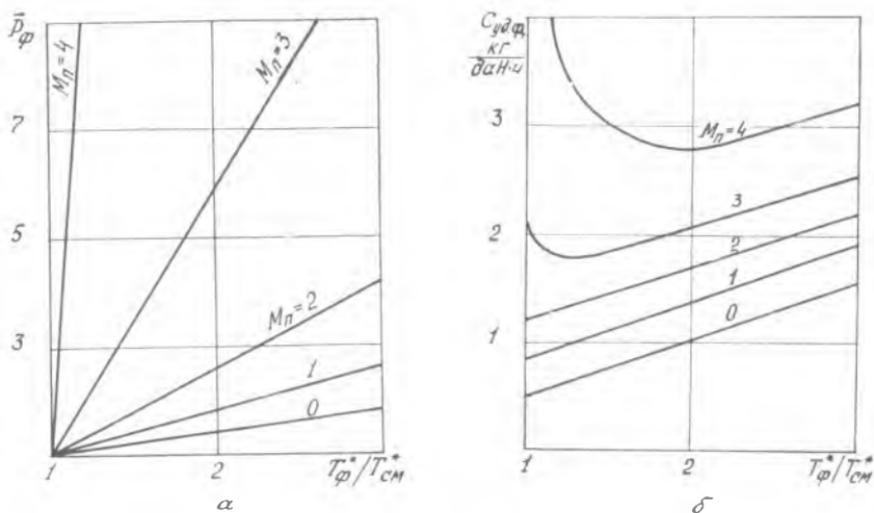


Рис. 9.3. Зависимость степени форсирования (а) и удельного расхода топлива (б) от степени подогрева газа в форсажной камере ТРДДФсм при $M_\Pi = \text{var}$ ($T_\Gamma^* = 1600 \text{ К}$, $\tau_{к\lambda 0}^* = 25$, $m = 2$)

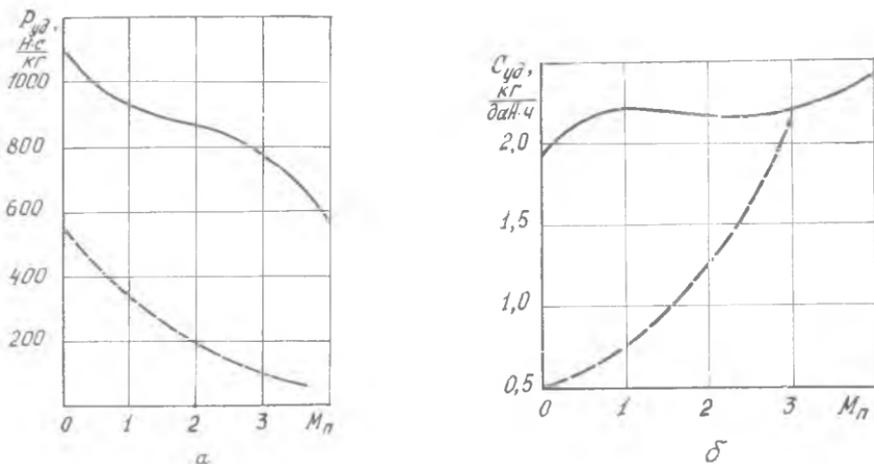


Рис. 9.4. Зависимость удельной тяги (а) и удельного расхода топлива (б) от числа M_Π для нефорсированного (---) и форсированного, $T_\phi^* = 2000 \text{ К}$ (—) режимов работы ТРДДФсм. (Параметры процесса см. на рис. 9.3)

Удельный расход топлива турбореактивного двигателя с форсажной камерой представим в следующем виде:

$$C_{уд.ф} = \frac{G_{т\gamma}}{P_{ф}} = \frac{q_{т\gamma}}{P_{уд.ф}}, \quad (9.12)$$

где $q_{т\gamma}$ — отношение суммарного расхода топлива через основную и форсажную камеры сгорания к суммарному расходу воздуха через двигатель (суммарный относительный расход топлива в расчете на 1 кг воздуха, проходящего через двигатель).

Относительный расход $q_{т\gamma}$ определим на основании уравнения энергии:

$$c_p T_n^* + Q_{1\gamma} = c_{p2} T_{ф}^*.$$

Из этого уравнения следует, что суммарное тепло, подведенное к 1 кг воздуха, равно разности полных энтальпий в сечениях H и C на входе в двигатель и на выходе из него. С другой стороны,

$$Q_{1\gamma} = q_{т\gamma} H_u \eta_{г.ср},$$

где $\eta_{г.ср}$ — средняя полнота сгорания в основной и форсажной камере.

Откуда

$$q_{т\gamma} = \frac{c_p (T_{ф}^* - T_n^*)}{H_u \eta_{г.ср}}. \quad (9.13)$$

Таким образом, суммарное тепло $Q_{1\gamma}$, подведенное к 1 кг воздуха, и суммарный относительный расход топлива $q_{т\gamma}$ при данном значении $\eta_{г.ср}$ однозначно определяются полной температурой рабочего тела на входе в двигатель и на выходе из него. Сделанный вывод является, по существу, частным случаем закона сохранения энергии и справедлив для любых турбореактивных двигателей, от которых энергия не отводится (в том числе для случая их работы на нефорсированных режимах).

В формуле для удельного расхода топлива (9.12) с повышением $T_{ф}^*$ увеличиваются и числитель, и знаменатель, а величина $C_{уд.ф}$ изменяется по-разному, главным образом, в зависимости от скорости полета.

На сравнительно небольших, особенно дозвуковых скоростях полета (тем более в земных условиях при $V_n=0$), увеличение температуры $T_{ф}^*$ сопровождается всегда увеличением $C_{уд.ф}$, что объясняется низкой эффективностью цикла из-за малого давления в форсажной камере и соответственно малой степени расширения газа в сопле $л_{с.ф}$. Напомним (раздел 7.2.1), что при небольших V_n увеличение T_n^* при работе двигателя на нефорсированном режиме сопровождается обычно рос-

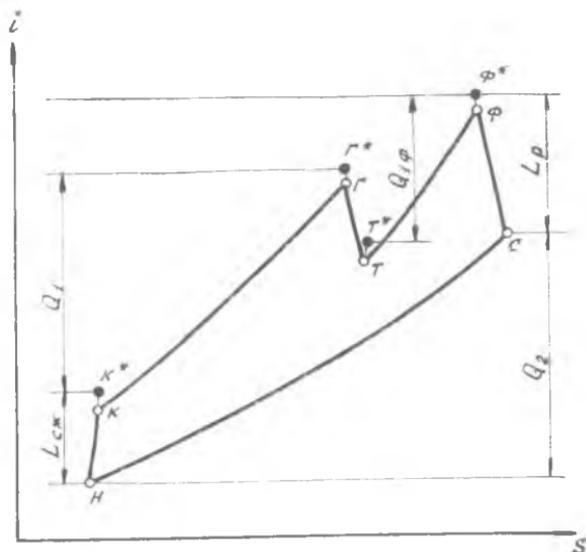


Рис. 9.5. $i-s$ -диаграмма рабочего процесса ТРДФ

том удельного расхода $C_{уд}$, так как рабочие значения T_g^* лежат выше экономической температуры $T_{г.э.к.}$ Давление в форсажной камере в несколько раз меньше давления в основной камере и, следовательно, работоспособность рабочего тела ниже. Поэтому увеличение $T_{ф.}^*$, сопровождающееся значительным ростом потерь тепла с выхлопными газами Q_2 (рис. 9.5) и потерь кинетической энергии с выходной скоростью, приводит к более значительному увеличению удельного расхода $C_{уд,ф}$ по сравнению с увеличением $C_{уд}$ по T_g^* на нефорсированных режимах (сравните рис. 9.3, б и 7.1, в).

На больших сверхзвуковых скоростях полета (особенно, если $V_{п}$ близка к предельной) с увеличением $T_{ф.}^*$ на удельный расход $C_{уд,ф}$ преобладающее влияние оказывает рост удельной тяги, так как она увеличивается во много раз (если $V_{п} \rightarrow V_{п.пр.}$, то $\bar{P}_{ф} \rightarrow \infty$), В этих условиях степень расширения газа $\pi_{с.ф}$ и работоспособность рабочего тела в ТРДДФ высокие, а работа ТРДД характеризуется подводом недостаточного количества тепла $T_g < T_{г.э.к.}$. Поэтому увеличение подвода тепла в форсажной камере повышает эффективность работы двигателя и ведет к снижению удельного расхода $C_{уд,ф}$ (см. рис. 9.3, б).

В 7 гл. сделан вывод (см. раздел 7.2.1) о том, что увеличение тепла, подведенного к 1 кг рабочего тела, приводит к монотонному увеличению удельной тяги нефорсированного ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД), а удельный расход топлива по температуре T_g^* имеет минимум, который объясняется противоположным влиянием двух факторов: уменьшением доли тепла, иду-

шего на преодоление гидравлических потерь (увеличением коэффициента гидравлических потерь), и увеличением потерь кинетической энергии с выходной скоростью (снижением полетного к. п. д.). Этот вывод относится и к турбореактивным двигателям с форсажными камерами (ТРДФ и ТРДДФсм). Различие состоит только в том, что подвод тепла в ТРД, ТРДД или ТВД сопровождается повышением температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* , а в ТРДФ и ТРДДФсм — увеличением температуры газа в форсажной камере T_{Φ}^* .

Итак, с повышением T_{Φ}^* удельная тяга $P_{уд.ф}$ всегда увеличивается, а удельный расход топлива $C_{уд.ф}$ имеет минимум по T_{Φ}^* , хотя он реализуется только в определенном диапазоне сверхзвуковых скоростей полета. При $M_{п} < 2,5 \dots 3$ реализуется обычно только правая ветвь функции $C_{уд.ф} = f(T_{\Phi}^*)$, т. е. удельный расход топлива растет с повышением T_{Φ}^* (преобладающее влияние оказывает второй фактор). При $M_{п} > 3$ реализуется и левая ветвь указанной функции, т. е. $C_{уд.ф}$ по T_{Φ}^* снижается (преобладающее влияние оказывает первый фактор).

Таким образом, с увеличением скорости полета степень форсирования по степени подогрева растет более интенсивно, а удельный расход топлива увеличивается менее интенсивно и даже уменьшается на больших сверхзвуковых скоростях.

Поскольку на больших скоростях полета увеличение T_{Φ}^* весьма эффективно, то возникает вопрос о максимальной температуре $T_{\Phi \max}^*$. Теоретически максимальная температура газа на выходе из форсажной камеры определяется условием стехиометрического сгорания ($\alpha_{\Sigma} = 1$). Из (9.13) с учетом соотношения $q_{\tau\Sigma} = 1/\alpha_{\Sigma} L_0$ получим

$$T_{\Phi \max}^* = T_{и}^* + \frac{H_{и} \tau_{\Gamma,ср}}{L_0 c_p}.$$

Следовательно, $T_{\Phi \max}^*$ примерно на 2100...2200 К выше полной температуры воздушного потока на входе в двигатель. Обычно в форсажных камерах удается обеспечить коэффициент избытка воздуха $\alpha_{\Sigma} = 1.1 \dots 1.2$. Поэтому действительное повышение температуры рабочего тела в двигателе на 10...20% меньше.

§ 9.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от температуры газа перед турбиной

Зависимость $P_{уд.ф}$, $C_{уд.ф}$ от температуры T_{Γ}^* проанализируем, как и в § 9.2, при условии, что другие параметры рабочего процесса, к.п.д. узлов и внешние условия сохраняются неизмен-

ными. При принятых условиях параметры воздухозаборника, вентилятора, компрессора и наружного контура не изменяются.

С увеличением T_{Γ}^* увеличивается тепло, подведенное к каждому килограмму рабочего тела, проходящего через камеру сгорания, и соответственно относительный расход топлива q_T (8.8).

Согласно уравнениям баланса мощности (8.2) и (8.14), $L_{ТВД}$ и $L_{ТНД}$ сохраняются неизменными, если пренебречь незначительным изменением коэффициентов γ_{Γ} и $\gamma_{НД}$, а $\pi_{ТВД}^*$ и $\pi_{ТНД}^*$ уменьшаются, так как благодаря увеличению теплоподвода та же работа обеспечивается при срабатывании меньшего перепада давлений. В результате увеличивается давление за турбиной $p_T^* = p_{\Gamma}^* / \pi_{ТВД}^* \pi_{ТНД}^*$. Кроме того, повышается температура за турбиной (8.10).

Повышение давления газа и температуры на выходе из внутреннего контура (на входе в камеру смешения) при неизменных значениях этих параметров на выходе из наружного контура приводит к соответствующему повышению температуры и давления смеси $T_{см}^*$, $p_{см}^*$ на выходе из камеры смешения.

Пропорционально давлению $p_{см}^*$ увеличивается степень понижения давления газа в сопле $\pi_{с.ф.}$, а следовательно, повышаются скорость истечения $c_{с.ф.}$ и удельная тяга $P_{уд.ф.}$ (рис. 9.6).

Таким образом, с увеличением температуры газа перед турбиной удельная тяга ТРДДФсм монотонно увеличивается, как и на любом ГТД без форсажной камеры. Повышение удельной тяги ГТД объясняется увеличением количества тепла, подведенного к рабочему телу в двигателе (см. § 7.2). Для ТРДДФсм такое объяснение будет неверным, так как суммарный относительный расход топлива q_T : (9.13) и суммарный теплоподвод в этом двигателе определяются температурами T_{Φ}^* и $T_{н}^*$ и от значения T_{Γ}^* не зависят. С повышением T_{Γ}^* увеличивается только доля тепла, которая подводится к рабочему телу в основной камере сгорания (а процесс в основном контуре, т. е. в газогенераторе и турбовентиляторе, протекает более эффективно), и

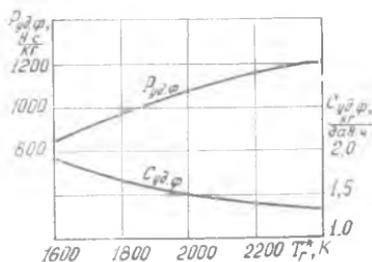


Рис. 9.6. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДДФсм от температуры газа перед турбиной ($H = 0$, $M_{п} = 0$, $\pi_{КС}^* = 25$, $m = 2$, $T_{\Phi}^* = 2000 \text{ К}$)

уменьшается доля тепла, которая подводится к рабочему телу в форсажной камере (а процесс в форсажном контуре, т. е. в форсажной камере и сопле, протекает менее эффективно). Следовательно, *увеличение удельной тяги объясняется перераспределением расхода топлива между основной и форсажной камерами сгорания ТРДДсм.*

Удельный расход топлива $C_{уд.ф}$ монотонно снижается с увеличением T_g^* (см. рис. 9.6), так как при $q_{г\sigma} = \text{const}$ он изменяется обратно пропорционально изменению $P_{уд.ф}$ (9.12).

Из проделанного анализа следует, что для обеспечения максимальной эффективности турбореактивных двигателей с форсажными камерами, т. е. для обеспечения максимального значения $P_{уд.ф}$ и минимального $C_{уд.ф}$, необходимо принимать максимально допустимую по условиям прочности температуру газа перед турбиной.

С повышением T_g^* увеличивается, как уже было показано, температура газа на входе в форсажную камеру и снижается степень подогрева газа в ней. Если температура газа перед турбиной ТРДФ увеличивается до теоретически максимального значения, которое определяется условием стехиометрического сгорания

$$T_{г\max}^* = T_k^* + \frac{H_u \tau_{г\sigma}}{c_p L_0},$$

о температура за турбиной $T_{г\tau} = T_{ф\max}^*$, а степень подогрева в форсажной камере равна единице, т. е. ТРДФ обращается в ТРД.

§ 9. 4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДДФсм от степени двухконтурности

Как и в двух предыдущих параграфах, зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от m проанализируем при условии, что параметры рабочего процесса, к.п.д. узлов и внешние условия сохраняются неизменными. При принятых условиях параметры воздухозаборника, вентилятора, компрессора, камеры сгорания, наружного контура и турбины ВД не изменяются.

Изменения начинаются с работы турбины НД, которая, согласно уравнению (8.14), увеличивается с увеличением m . Вследствие этого снижается температура за турбиной $T_{г\tau}^*$ и увеличивается степень понижения давления $\pi_{г\tau}^*$ [см. формулы (8.10) и (8.9)]. Соответственно снижается давление за турбиной $p_{г\tau}^*$.

Итак, при увеличении степени двухконтурности температура T_T^* и давление p_T^* рабочего тела на выходе из внутреннего контура (на входе в камеру смешения) уменьшаются (как и при снижении температуры газа перед турбиной), а на выходе из наружного контура сохраняются неизменными, что приводит к уменьшению температуры $T_{см}^*$ и давления смеси $p_{см}^*$ на выходе из камеры смешения. Подчеркнем, что $T_{см}^*$ снижается не только за счет уменьшения T_T^* , но и вследствие увеличения доли относительно холодного воздуха, поступающего в камеру смешения из наружного контура.

Пропорционально давлению $p_{см}^*$ снижается степень понижения давления в сопле п.с.ф, а следовательно, уменьшаются скорость истечения газа и удельная тяга. Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги.

Из сделанного анализа видно, что ухудшение удельных параметров при увеличении m происходит вследствие снижения полного давления на выходе из камеры смешения $p_{см}^*$. Давление $p_{см}^*$, в свою очередь, снижается вследствие уменьшения доли расхода топлива, которое подводится к рабочему телу в основной камере сгорания (при этом увеличивается доля топлива, подводимого в форсажной камере). Отношение расходов топлива через основную и форсажную камеры к суммарному расходу топлива выражаются через относительные расходы и степень двухконтурности:

$$\frac{G_{Т1}}{G_{Т2}} = \frac{q_T}{q_{Т2}(m+1)}; \quad \frac{G_{Т.ф}}{G_{Т2}} = \frac{q_{Т.ф}}{q_{Т2}}$$

где $q_T = \text{const}$; $q_{Т2} = \text{const}$, а величина $q_{Т.ф}$ пропорциональна разности температур $(T_{ф}^* - T_{см}^*)$ и растет с увеличением m вследствие снижения температуры $T_{см}^*$.

Такое перераспределение расходов топлива свидетельствует о том, что с увеличением m отношение расхода топлива через основную камеру сгорания к суммарному расходу воздуха через двигатель (обозначим его через $q_{Т.см}$) уменьшается:

$$q_{Т.см} = \frac{G_{Т1}}{G_{2}} = \frac{q_T}{m+1}$$

Другими словами, энергия, подведенная к рабочему телу в основной камере сгорания, распределяется по большей массе (§ 6.4), что и приводит к снижению давления $p_{см}^*$ и ухудшению удельных параметров ТРДДФсм.

Характер изменения удельных параметров ТРДДФсм с увеличением m аналогичен их изменению при снижении T_r^* . Это не случайно: в обоих случаях уменьшается количество топлива $q_{т.см}$ (а следовательно и тепла), которое подводится к рабочему телу в основной камере сгорания (в расчете на 1 кг суммарного расхода воздуха через двигатель), что и обуславливает снижение эффективности работы турбокомпрессора как генератора газа высокого давления.

Вывод об ухудшении удельных параметров двигателя при увеличении степени двухконтурности справедлив для всех летных условий. Однако количественное влияние m на $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ при различных скоростях полета существенно неодинаково. В земных условиях при $M_n=0$ эффективность цикла низка и сильно зависит от давления в форсажной камере $p_{см}$ ($\pi_{с.ф}$). Поэтому увеличение m приводит к значительному ухудшению удельных параметров. Например, увеличение m от 0 до 2 может привести к снижению $P_{уд.ф}$ и увеличению $C_{уд.ф}$ на 40%. На больших сверхзвуковых скоростях полета, когда эффективность цикла высокая, а суммарная степень повышения давления близка к оптимальному значению, увеличение m и соответствующее снижение $\pi_{с.ф}$ приводит к незначительному уменьшению $P_{уд.ф}$ и увеличению $C_{уд.ф}$ (рис. 9.7).

Подчеркнем, что изменение степени двухконтурности оказывает противоположное влияние на экономичность двухконтурных двигателей без форсажных камер (см. раздел 6.4.2) и с камерами. С увеличением m экономичность ТРДД повышается, а ТРДДФсм — снижается. Это кажущееся противоречие объясняется тем, что увеличение m оказывает двойственное влияние на эффективность турбовентилятора ТРДД. Его эффективность как двигателя повышается, а как генератора газа высокого давления — снижается (уменьшается полное давление на выходе из двигателя). Первая особенность оказывает определяющее влияние на экономичность ТРДД, вторая — на экономичность ТРДДФсм.

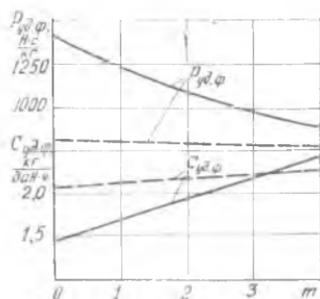


Рис. 9.7. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДДФсм от степени двухконтурности ($T_r^* = 1600$ К, $\pi_{к.с.ф}^* = 25$, $T_{ф}^* = 2000$ К): — — — $M_n = 0$, - - - - $M_n = 3$

§ 9. 5. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от степени повышения давления в компрессоре

Зависимость $P_{уд.ф}$ и $C_{уд.ф}$ от степени повышения давления в компрессоре основного контура проанализируем при тех же условиях, которые были приняты выше.

В разделах 5.3.2 и 7.2.2 было показано, что работа цикла и удельная тяга ГТД имеют по π_{Σ} , а следовательно и по $\pi_{к\Sigma}$, максимум. Наличие максимума очевидно: при $\pi_{\Sigma} = 1$ работоспособность рабочего тела равна нулю, а при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma пр}$ подведенное тепло снижается практически до нуля (все тепло идет на преодоление потерь). В обоих случаях $L_e(P_{уд}) = 0$, а при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma opt}$ работа цикла и удельная тяга имеют максимум. Возникновение максимума объясняется, таким образом, противоположным влиянием двух факторов: с увеличением π_{Σ} работоспособность повышается, а подведенное тепло снижается.

Это относится и к турбореактивному двигателю с форсажной камерой, точнее, к его основному контуру, работа которого оказывает преобладающее влияние на удельные параметры двигателя в целом. Поэтому функция $P_{уд.ф} = f(\pi_{к\Sigma}^*)$ также имеет максимум.

Особенность этой функции, а также $C_{уд.ф} = f(\pi_{к\Sigma}^*)$, является следствием того, что *полная температура рабочего тела на входе в сопло двигателя с форсажной камерой не зависит от параметров рабочего процесса, в том числе от $\pi_{к\Sigma}^*$, и принята постоянной: $T_{ф}^* = const$.*

При принятых условиях суммарный относительный расход топлива $q_{т\Sigma}$ сохраняется постоянным при изменении $\pi_{к\Sigma}^*$, а удельный расход топлива $C_{уд.ф}$, согласно (9.12), изменяется обратно пропорционально удельной тяге. Поэтому минимум удельного расхода совпадает с максимумом тяги, а оптимальная степень повышения давления является одновременно и экономической $\pi_{к\Sigma opt}^* = \pi_{к\Sigma эк}^*$.

Кроме того, при $T_{ф}^* = const$ скорость истечения $c_{с.ф}$ и удельная тяга $P_{уд.ф}$ однозначно определяются величиной $\pi_{с.ф}$, которая по $\pi_{к\Sigma}^*$ изменяется только вследствие изменения давления за турбиной p_t^* . Поэтому максимум удельной тяги $P_{уд.ф}$ и минимум удельного расхода топлива $C_{уд.ф}$ по $\pi_{к\Sigma}^*$ достигаются при максимуме давления за турбиной $p_t^* = f(\pi_{к\Sigma}^*)$.

Действительно, с изменением $\pi_{к\gamma}^*$ параметры воздухозаборника, вентилятора и наружного контура не изменяются. С увеличением $\pi_{к\gamma}^*$ увеличивается суммарная работа компрессора и, следовательно, турбины. Соответственно увеличивается суммарная степень понижения давления турбины $\pi_{т\gamma}^*$. Согласно уравнению баланса давлений

$$p_t^* = \frac{\pi_V \sigma_{вх} \pi_{к\gamma}^* \pi_{к.с}}{\pi_{т\gamma}^*},$$

максимум p_t^* по $\pi_{к\gamma}^*$ возникает из-за того, что увеличение $\pi_{к\gamma}^*$ вначале оказывает на p_t^* преобладающее влияние, а затем такое же влияние на эту величину оказывает рост $\pi_{т\gamma}^*$, т. е. эффективность работы турбокомпрессора как генератора газа высокого давления вначале повышается, а затем снижается вследствие снижения количества подведенного тепла.

Оптимальную степень повышения давления компрессора $\pi_{к\gamma}^*_{опт}$, соответствующую максимуму удельной тяги $P_{уд.ф}$ и минимуму удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм, получим из условия возникновения максимума функции $p_t^* = f(\pi_{к\gamma}^*)$. Давление за турбиной выразим через $\pi_{к\gamma}^*$, используя уравнение баланса мощности, которое упростим, пренебрегая механическими потерями и изменением массы, и представим в обобщенном виде (не разделяя турбину и компрессор на каскады):

$$L_{к\gamma} + L_{ВН} m = L_{т\gamma}.$$

Откуда

$$\begin{aligned} c_p T_{вх} (\pi_{к\gamma}^* - 1) \frac{1}{\gamma_{к\gamma}} + c_p T_{вн} (\pi_{ВН}^* - 1) \frac{1}{\gamma_{к\gamma}} m = \\ = c_p T_{т\gamma} \left[1 - \left(\frac{p_t^*}{p_t^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \gamma_{т\gamma}^*. \end{aligned}$$

В представленном уравнении не учитывается также изменение теплоемкости и показателя адиабаты. Давление перед турбиной выразим через $p_{вх}^*$ и $\pi_{к\gamma}^*$, пренебрегая потерями в камере сгорания ($\sigma_{к.с} = 1$), $p_t^* = p_{вх}^* \pi_{к\gamma}^*$. Введем обозначения:

$$\left(\frac{p_t^*}{p_{вх}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = e; \quad (\pi_{ВН}^* - 1) m = B; \quad \frac{T_{т\gamma}^*}{T_{вн}^*} \gamma_{к\gamma} \gamma_{т\gamma}^* = A, \quad \frac{\kappa-1}{\pi_{к\gamma}^*} = e_{к\gamma}$$

и уравнение баланса мощности представим в виде

$$e_t = \left(1 - \frac{e_{к\gamma} - 1 + B}{A} \right) e_{к\gamma}.$$

Найдем производную

$$\frac{\partial e_{\tau}}{\partial e_{\kappa}} = \left(1 - \frac{e_{\kappa} - 1 + B}{A} \right) - \frac{e_{\kappa}}{A}.$$

Приравнивая производную к нулю и делая необходимые преобразования, получаем

$$\pi_{\kappa}^{* \text{opt}} = \left\{ \frac{1}{2} \left[\frac{T_{\Gamma}^{*}}{T_{\text{H}}^{*}} \gamma_{\kappa} \gamma_{\Gamma}^{*} + 1 - \left(\frac{\kappa - 1}{\pi_{\text{ВН}}} - 1 \right) m \right] \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (9.14)$$

Из (9.14) следует, что оптимальная степень повышения давления $\pi_{\kappa \text{opt}}$ турбореактивного двигателя с форсажной камерой, как и бесфорсажного двигателя (см. раздел 5.3.2), увеличивается с увеличением температуры газа перед турбиной и снижается с увеличением скорости полета и потерь в компрессоре и турбине. Она зависит, кроме того, от степени повышения давления в вентиляторе и от степени двухконтурности, уменьшаясь с увеличением $\pi_{\text{ВН}}$ и m (рис. 9.8).

Значение $\pi_{\kappa \text{opt}}$ превышает степень повышения давления компрессора нефорсированного ГТД, которая определяется на основании формулы (5.10) (сравним рис. 9.8 и 5.9). Легко показать, что для двигателей с форсажными камерами суммарная оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}} = \pi_{\kappa \text{opt}} \pi_{\text{В}} \sigma_{\text{В}}$ увеличивается с увеличением $V_{\text{п}}$, а для двигателей без форсажных камер, как было показано в гл. 5, величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ от $V_{\text{п}}$ не зависит.

Сравнительная зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива двухконтурного двигателя без форсажной камеры и с камерой от степени повышения давления $\pi_{\kappa \Sigma}$ показана на рис. 9.9. При работе двигателя с форсажной камерой максимум удельной тяги и минимум удельного расхода совпадают с максимумом давления за турбиной, что является, как уже отмечалось, следствием постоянства полной температуры газа на выходе $T_{\text{ф}}^{*} = \text{const}$. Смещение максимума функции $P_{\text{уд}} = f(\pi_{\kappa \Sigma}^{*})$ и минимума функции $C_{\text{уд}} = f(\pi_{\kappa \Sigma}^{*})$, характеризующее нефорсированные ГТД, объясняется особенностями изменения по $\pi_{\kappa \Sigma}^{*}$ соответственно температуры газа на входе в сопло и относительного расхода топлива $q_{\text{т}}$ (рис. 9.10). При снижении $\pi_{\kappa \Sigma}^{*}$ температура $T_{\text{т}}^{*}$ увеличивается вследствие снижения работы $L_{\text{т}}$, соответственно повышается температура смеси $T_{\text{см}}^{*}$, что является фактором, увеличивающим скорость истечения и удельную тягу. Влияние этого фактора приводит к смещению максимума $P_{\text{уд}}$ относительно максимума $P_{\text{уд, ф}}$ влево. В результате имеем $\pi_{\kappa \Sigma \text{opt ТРДД}}^{*} < \pi_{\kappa \Sigma \text{opt ТРДДФсм}}^{*}$.

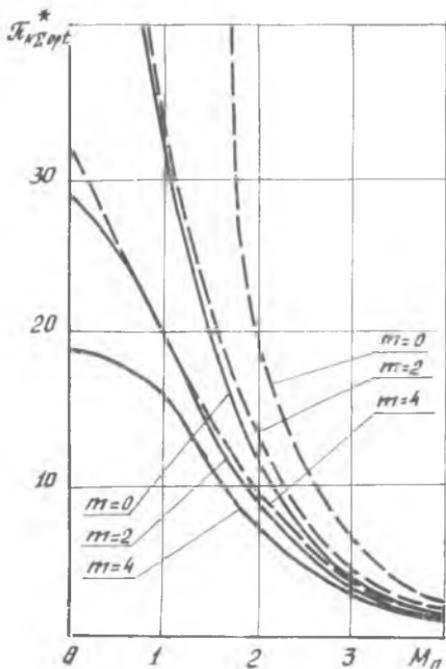


Рис. 9.8. Зависимость оптимальной степени повышения давления в компрессоре ТРДДФсм (ТРДФ) от числа M_n при $T_g^* = 1600 \text{ K}$ (—), $T_g^* = 2000 \text{ K}$ (---) ($T_n = 216,5 \text{ K}$, $m = \text{var}$, $\pi_{k \text{ II opt}}^*$)

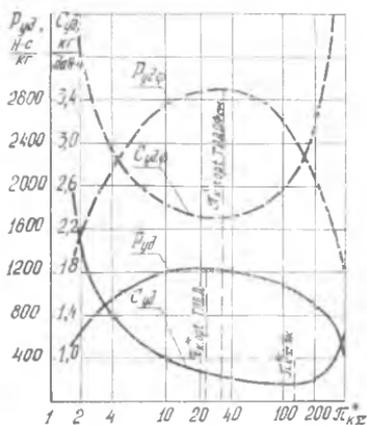


Рис. 9.9. Влияние $\pi_{k \Sigma}^*$ на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД (—) и ТРДДФсм (---) ($T_g^* = 1600 \text{ K}$, $m = 2$, $T_g^* = 2000 \text{ K}$)

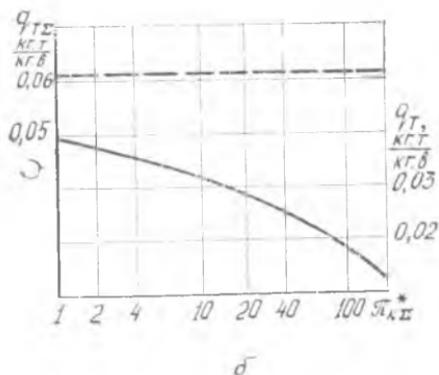
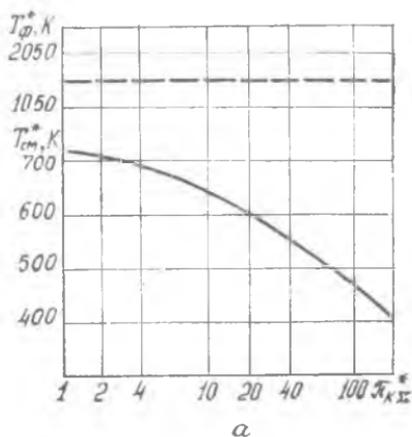


Рис. 9.10. Зависимость температуры газа на входе в сопло (а) и относительного расхода топлива (б) от $\pi_{k \Sigma}^*$ для ТРДД (—) и ТРДДФсм (---). Параметры процесса см. на рис. 9.9

Особенность функции $C_{уд} = f(\pi_{к\sigma}^*)$ проще проследить, анализируя увеличение $\pi_{к\sigma}^*$: при этом повышается температура воздуха за компрессором и снижается относительный расход топлива q_T , что является фактором, уменьшающим удельный расход топлива. Влияние этого фактора приводит к смещению минимума удельного расхода топлива относительно максимума удельной тяги вправо. В результате имеем $\pi_{к\sigma эк}^* > \pi_{к\sigma орт}^*$.

§ 9.6. Особенности термогазодинамического расчета турбореактивных двигателей с форсажными камерами

Турбореактивные двигатели с форсажными камерами работают и на нефорсированных режимах. Методика их расчета на этих режимах, по существу, не отличается от методик, изложенных в § 8.2 и 8.3. Особенность заключается в том, что при определении степени понижения давления газа в сопле необходимо учитывать потери полного давления в форсажной камере, которые оцениваются коэффициентом восстановления давления $\sigma_{гидр}$, обычно изменяющимся в диапазоне 0,94...0,97.

На форсированных режимах имеются, кроме того, потери полного давления в форсажной камере, обусловленные подводом тепла. Коэффициент $\sigma_{теп}$, учитывающий эти потери, зависит, как показано в § 8.1, от приведенной скорости на входе в форсажную камеру λ_x и степени подогрева газа $T_{ф}^*/T_x^*$, где $T_x^* = T_{см}^*$ (см. рис. 8.2). Обычно $\lambda_x = 0,18 \dots 0,25$, а $\sigma_{теп} = 0,92 \dots 0,97$.

Следовательно, степень понижения давления в сопле турбореактивного двигателя с форсажной камерой рассчитывается по формуле $\pi_{с.ф} = \pi_{с.гидр} \sigma_{теп}$, где $\pi_{с}$ — степень понижения давления в сопле двигателя без форсажной камеры.

В зависимости от величины $\pi_{с.ф}$ и заданного значения температуры газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^*$ вычисляется скорость истечения газа из сопла.

Далее определяется суммарный относительный расход топлива $q_{Т\sigma}$ в расчете на 1 кг воздуха, проходящего через двигатель. Расчет осложняется тем, что, как и для основной камеры сгорания, упрощенная формула (9.13), в которой не учитываются изменение состава смеси и ряд других факторов, дает большую ошибку. Кроме того, полнота сгорания топлива в основной и форсажной камерах не одинакова. Поэтому целесообразен другой подход.

1. Находим условный суммарный относительный расход топлива $q'_{\tau\Sigma}$, соответствующий принятой полноте сгорания топлива в основной камере η_r :

$$q'_{\tau\Sigma} = q_{\tau\Sigma\text{ном}} \frac{0,98}{\eta_r}, \quad (9.15)$$

где $q_{\tau\Sigma\text{ном}}$ — условный суммарный относительный расход топлива, определенный по номограмме (приложение 4) в зависимости от температур $T_{\text{ф}}$ и $T_{\text{н}}$ для $\eta_r = 0,98$.

2. Определяем относительный расход топлива через основную камеру в расчете на 1 кг суммарного расхода воздуха через двигатель:

$$q_{\text{осн}} = q_{\tau} \frac{G_{\text{л}}}{G_{\Sigma}} = \frac{q_{\tau} \eta_r}{m + 1}. \quad (9.16)$$

3. Рассчитываем относительный расход топлива через форсажную камеру для принятой полноты сгорания $\eta_{\text{р.ф}}$ в ней:

$$q_{\text{т.ф}} = (q_{\tau\Sigma} - q_{\text{осн}}) \frac{\eta_r}{\eta_{\text{р.ф}}}. \quad (9.17)$$

4. Определяем суммарный относительный расход топлива через двигатель:

$$q_{\tau\Sigma} = q_{\text{т.осн}} + q_{\text{т.ф}} \quad (9.18)$$

и коэффициент изменения массы рабочего тела в сечении s на выходе из сопла:

$$\gamma_c = 1 + q_{\tau\Sigma}. \quad (9.19)$$

Далее, как обычно, определяются удельная тяга и удельный расход топлива.

Изложенная методика одинаково справедлива для расчета ТРДФ и ТРДДФсм.

Выводы по теме: «Особенности рабочего процесса двигателей с форсажными камерами (ТРДФ и ТРДДФ) и со смешением потоков (ТРДДсм)»

1. Смещение потоков в ТРДДсм благодаря более равномерному, чем в ТРДД без смешения, распределению энергии по массе рабочего тела позволяет увеличить выходной импульс примерно на 1%, что в условиях длительного высотного полета ($M_{\text{п}} \approx 0,8$) приводит к увеличению удельной тяги и снижает удельный расход топлива на 2...3%.

2. С увеличением температуры газа в форсажной камере вследствие увеличения количества подведенного к рабочему телу тепла удельная тяга ТРДФ и ТРДДФсм монотонно уве-

личивается. Степень форсирования $\bar{P}_f = P_{уд.ф}/P_{уд}$ определяется, главным образом, степенью подогрева газа в форсажной камере и скоростью полета, она увеличивается с увеличением $V_{п}$. Двигатели с форсажной камерой неэкономичны на всех скоростях полета (особенно при $V_{п}=0$), за исключением больших сверхзвуковых скоростей.

3. Разностью полных температур рабочего тела на выходе из двигателя и на входе в него ($T_f^* - T_n^*$) однозначно определяется (при постоянной удельной теплоте сгорания топлива и постоянной полноте сгорания) суммарный относительный расход топлива $q_{тс}$, а следовательно и суммарное тепло, которое подводится к 1 кг рабочего тела, проходящего через двигатель. Особенности влияния T_r^* , t и $\pi_{кз}$ на удельные параметры турбореактивных двигателей с форсажными камерами связаны с тем, что полная температура газа T_f^* является независимой переменной и в рассматриваемом случае принимается постоянной. При неизменных внешних условиях она определяет суммарный относительный расход топлива $q_{тс}$, который также сохраняется неизменным, а удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги.

4. С повышением температуры газа перед турбиной удельная тяга ТРДФ и ТРДДФсм увеличивается, а удельный расход топлива соответственно снижается, что объясняется увеличением доли тепла, подведенного к рабочему телу в основном контуре, процесс в котором протекает более эффективно, и уменьшением доли тепла, подведенного к рабочему телу в форсажном контуре, процесс в котором протекает менее эффективно. Суммарный подвод тепла при этом не изменяется. Для обеспечения максимальной эффективности турбореактивных двигателей с форсажными камерами температуру T_r^* необходимо принимать максимально допустимую по условиям прочности.

5. С повышением степени двухконтурности удельная тяга ТРДДФсм уменьшается, а удельный расход топлива соответственно увеличивается (как и при снижении температуры T_r^*) вследствие уменьшения количества тепла, подведенного к рабочему телу в основной камере сгорания в расчете на 1 кг суммарного расхода воздуха через двигатель, что обуславливает уменьшение давления $p_{см}$, в результате эффективность работы двигателя снижается. Влияние степени двухконтурности на экономичность двухконтурных двигателей без форсажных камер и с камерами противоположно: с повышением t удельный расход топлива ТРДД уменьшается вследствие повышения эффективности турбовентилятора как движителя, а удельный расход топлива ТРДДФсм увеличивается вследствие снижения эффективности турбовентилятора как генератора газа высокого давления, поступающего в форсажную камеру.

6. Удельная тяга ТРДФ и ТРДДФсм имеет максимум по $\pi_{к\Sigma}^*$ (а удельный расход — минимум), наличие которого объясняется противоположным влиянием факторов, обуславливающих максимум работы основного цикла. Минимум удельного расхода топлива соответствует максимуму удельной тяги ($\pi_{к\Sigma\text{эк}}^* = \pi_{к\Sigma\text{opt}}^*$), который совпадает с максимумом давления за турбиной, так как скорость истечения $c_{с.ф}$ ($P_{уд.ф}$) однозначно определяется величиной $\pi_{с.ф}$, которая по $\pi_{к\Sigma}^*$ изменяется только вследствие изменения давления p_T^* .

Контрольные вопросы

1. Как и почему смешение потоков наружного и внутреннего контуров ТРДД влияет на выходной импульс, тягу и удельный расход топлива? Выведите формулу для коэффициента увеличения выходного импульса \bar{T} и проанализируйте ее.

2. Особенности термогазодинамического расчета ТРДДсм. Составьте методику расчета параметров рабочего тела $T_{см}^*$ и $p_{см}^*$ на выходе из камеры смешения.

3. Понятие о степени форсирования. Как степень форсирования ТРДФ и ТРДДФсм зависит от скорости полета и почему?

4. Как и почему удельный расход топлива ТРДФ и ТРДДФсм зависит от температуры газа в форсажной камере при различных скоростях полета?

5. От каких факторов зависит суммарный относительный расход топлива $q_{T\Sigma}$ ТРДФ и ТРДДФсм? Какова основная особенность анализа зависимости удельного расхода топлива этих двигателей от параметров рабочего процесса $T_{г}^*$, m , $\pi_{к\Sigma}^*$ при неизменных внешних условиях и $T_{ф}^* = \text{const}$?

6. Как и почему удельная тяга и удельный расход топлива ТРДФ и ТРДДФсм зависят от температуры газа перед турбиной?

7. Сделайте термогазодинамический анализ влияния $T_{г}^*$ на $P_{уд.ф}$ и $S_{уд.ф}$ ТРДДФсм и ТРДФ. Сравните влияние температуры на удельный расход топлива ТРДДФсм и ТРДД.

8. Как и почему удельная тяга и удельный расход топлива ТРДДФсм зависят от степени двухконтурности? Какое влияние на эту зависимость оказывает скорость полета?

9. Сделайте термогазодинамический анализ влияния степени двухконтурности на $P_{уд.ф}$ и $S_{уд.ф}$ ТРДДФсм. Сравните влияние степени двухконтурности на удельные параметры ТРДДФсм и ТРДД.

10. Как и почему удельная тяга и удельный расход топлива ТРДФ и ТРДДФсм зависят от степени повышения давления компрессора $\pi_{к\Sigma}^*$?

11. Оптимальная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma\text{opt}}^*$ для ТРДДФсм и ТРДФ (вывод и анализ формулы, сравнение с аналогичной формулой для двигателя без форсажной камеры).

12. Сравните зависимости удельной тяги от $\pi_{к\Sigma}^*$ для двигателей с форсажными камерами и без них. Как различаются оптимальные степени повышения давления $\pi_{к\Sigma\text{opt}}^*$ этих двигателей и почему?

13. Сравните зависимости удельного расхода топлива от $\pi_{к\Sigma}^*$ для двигателей с форсажными камерами и без них. Как различаются экономические степени повышения давления $\pi_{к\Sigma\text{эк}}^*$ этих двигателей и почему?

14. Каковы особенности определения расхода топлива и термогазодинамического расчета турбореактивных двигателей с форсажными камерами?

15. Составьте методику термогазодинамического расчета ТРДДФсм (ТРДФ).

16. Сформулируйте основные выводы по теме «Особенности рабочего процесса двигателей с форсажными камерами (ТРДФ и ТРДДФ) и со смешением потоков (ТРДДсм).

Задачи

1. Определить температуру $T_{см}^*$ и давление $p_{см}^*$ рабочего тела на выходе из камеры смешения ТРДДсм, если известны следующие параметры двигателя на входе в камеру:

$G_I = 50$ кг/с, $G_{II} = 110$ кг/с, $T_T^* = 980$ К, $T_{кII}^* = 390$ К, $p_I^* = 230$ кПа, $p_{II}^* = 240$ кПа, $\lambda_I = 0,2$.

2. Полная температура и давление в потоках наружного и внутреннего контуров на входе в камеру смешения ТРДДсм равны: $T_{кII}^* = 390$ К, $T_T^* = 980$ К, $p_I^* = p_{II}^* = 235$ кПа. Определить температуру и давление смеси $T_{см}^*$, $p_{см}^*$, если известно, что $m = 2,2$ и $\lambda_I = 0,3$.

3. Как изменятся и чему будут равны скорость истечения из сопла $c_{с.ф}$, удельная тяга $P_{уд.ф}$, суммарный относительный расход топлива $q_{тз}$ и удельный расход топлива $C_{уд.ф}$ ТРДДФсм при $T_{ф}^* = 2000$ К в земных условиях ($T_n^* = 288$, $M_n = 0$), по сравнению с их значениями на нефорсированном режиме, если $T_{см}^* = 580$ К, $c_c = 430$ м/с? Потерями полного давления в форсажной камере пренебречь. Принять $\eta_{г.ф} = \eta_{г} = 0,98$.

4. Как изменятся и чему будут равны скорость истечения из сопла $c_{с.ф}$, удельная тяга $P_{уд.ф}$, суммарный относительный расход топлива $q_{тз}$ и удельный расход топлива ТРДДФсм в высотных условиях ($T_n = 216,5$ К, $M_n = 3$) при увеличении температуры газа в форсажной камере от $T_{ф}^* = T_{см}^* = 800$ К до $T_{ф}^* = 2000$ К, если на нефорсированном режиме $c_c = 970$ м/с? Принять $\eta_{г.ф} = \eta_{г} = 0,98$; $\sigma_{гидр} = \sigma_{теп} = 1$.

5. Как изменится степень форсирования ТРДДФсм при увеличении скорости полета от нуля до $V_n = 890$ м/с, если степень подогрева газа в форсажной камере $T_{ф}^* / T_{см}^* = 2,5$, а удельная тяга на нефорсированном режиме при $V_n = 890$ м/с равна 90 Нс/кг?

6. При увеличении температуры газа перед турбиной ТРДДФсм от 1500 до 1700 К в условиях работы на земле при $M_n = 0$ и $T_{ф}^* = \text{const}$ степень понижения давления в сопле $\lambda_{с.ф}$ увеличивается от 1,95 до 2,15. Как изменятся и чему будут равны скорость истечения газа из сопла, удельная тяга и удельный расход топлива при $T_T^* = 1700$ К, если при $T_T^* = 1500$ К имеем: $c_{с.ф} = 720$ м/с, $C_{уд.ф} = 0,25$ кг/Нч. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь ($v_c = 1$). Принять $q_{тз} = \text{const}$.

7. При увеличении температуры газа перед турбиной ТРДДФсм от 1600 до 1900 К в высотных условиях работы ($T_n = 216,5$ К) при $M_n = 2,35$ и $T_{ф}^* = \text{const}$ степень понижения давления в сопле увеличивается от 27 до 43. Как изменятся и чему будут равны скорость истечения из сопла, удельная тяга и удельный расход топлива при $T_T^* = 1900$ К, если при $T_T^* = 1600$ К имеем: $c_{с.ф} = 1500$ м/с, $C_{уд.ф} = 0,21$ кг/Нч? Принять $v_c = 1$.

8. Определить теоретически максимальную температуру газа в форсажной камере ТРДФ при стехиометрическом сгорании топлива в ней ($\alpha \lambda = 1$) и соответствующую температуру газа перед турбиной, если $T_n^* = 288$ К,

степень подогрева газа в форсажной камере $T_{\text{ф}}^*/T_{\text{т}}^* = 2,1$, а в турбине температура уменьшается на $\Delta T_{\text{т}}^* = 360$ К.

9. Определить теоретически максимальную температуру газа перед турбиной ТРД, соответствующую стехиометрическому сгоранию топлива в основной камере ($\alpha_{\text{к.с}} = 1$), если $T_{\text{н}}^* = 250$ К, а температура газа в турбине уменьшается на $\Delta T_{\text{т}}^* = 250$ К.

10. С увеличением степени двухконтурности ТРДДФсм от нуля до $m = 2$ в условиях работы на земле ($p_{\text{н}} = 101,3$ кПа) при $M_{\text{п}} = 0$ и $T_{\text{ф}}^* = \text{const}$ давление на выходе из камеры смещения снижается от 1010 до 405 кПа. Как изменится и чему будут равны скорость истечения газа из сопла, удельная тяга и удельный расход топлива при $m = 2$, если при $m = 0$ имеем: $c_{\text{с.ф}} = 1140$ м/с, $C_{\text{уд.ф}} = 0,16$ кг/Н·ч? Принять $v_{\text{с}} = 1$ и $q_{\text{т}} = \text{const}$.

11. Определить часовые расходы топлива через основную и форсажную камеры сгорания ТРДДФсм в условиях работы на земле ($T_{\text{н}}^* = 288$ К) при степени двухконтурности $m = 2$, если $\eta_{\text{г}} = 0,98$; $\eta_{\text{г.ф}} = 0,95$, суммарный расход воздуха через двигатель $G_{\Sigma} = 100$ кг/с, температура $T_{\text{ф}}^* = 2000$ К и расход топлива через основную камеру сгорания $G_{\text{т}}$ при $m = 1$ равен 4400 кг/ч.

12. С увеличением $\pi_{\text{к}}^*$ ТРДФ от 7 до 10 в высотных условиях работы ($T_{\text{н}} = 216,5$ К) при $M_{\text{п}} = 2,5$ и $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, $T_{\text{ф}}^* = \text{const}$ степень понижения давления в турбине $\pi_{\text{т}}^*$ увеличивается от 3,6 до 5,3. Как изменятся и чему будут равны удельная тяга и удельный расход топлива при $\pi_{\text{к}}^* = 10$, если при $\pi_{\text{к}}^* = 7$ имеем: $c_{\text{с.ф}} = 1600$ м/с? Принять $\sigma_{\text{вх}} = 0,765$, $\sigma_{\text{к.с}} = 0,96$; $\varphi_{\text{с}} = 0,98$; $\eta_{\text{г.ср}} = 0,95$.

13. Определить удельный расход топлива ТРДДФсм, если известны: $m = 2$, $P_{\text{уд.ф}} = 800$ Нс/кг, $T_{\text{ф}}^* = 2000$ К, $T_{\text{н}}^* = 288$ К, $q_{\text{т}} = 0,025$, $\eta_{\text{г}} = 0,99$,
 $\eta_{\text{г.ф}} = 0,88$ и $\nu_{\text{г}}' = 0,94$.

14. Определить суммарный часовой расход топлива через основную и форсажную камеры сгорания ТРДДФсм, если известны:

$G_{\Sigma} = 100$ кг/с, $m = 2$, $T_{\text{ф}}^* = 2000$ К, $T_{\text{н}}^* = 288$ К, $q_{\text{т}} = 0,025$, $\eta_{\text{г}} = 0,99$,
 $\eta_{\text{г.ф}} = 0,88$ и $\nu_{\text{г}}' = 0,94$.

Выбор параметров авиационных ГТД

Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса — $T_{г}^*$, m и $\pi_{в}^*$ (в случае ТРДД). Выбор параметров — большая и сложная научно-техническая проблема, которая до сих пор находится в стадии становления и развития [20, 26, 27, 39], хотя самолеты существуют уже более ста лет.

Выбору параметров предшествует определение их оптимальных значений. В качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя, рассмотренные в предыдущих главах, такие как общий к. п. д. или удельный расход топлива, так как двигатель является составной частью системы более высокого уровня — самолета, и обоснованно судить об оптимальности его параметров можно только по самолетным критериям эффективности.

Самолет является сложной системой, поэтому его эффективность и качество оцениваются по комплексу критериев. Гл. 10 начинается с перечня критериев, характеризующих дозвуковой транспортный самолет. Далее анализируются закономерности изменения этих критериев в зависимости от параметров рабочего процесса, рассматривается методология выбора параметров, описаны некоторые проблемы разработки двигателя и подчеркнута необходимость создания системы автоматизированного проектирования (САПР-Д). Поскольку гл. 10 — заключительная, в ней освещаются, кроме того, тенденции развития авиационных двигателей по параметрам рабочего процесса, удельным параметрам и основным данным.

Летательные аппараты, предназначенные для различных целей, оцениваются соответственно по различным критериям эффективности. (Например, одной из основных характеристик вертолета-крана является грузоподъемность). Поэтому оптимизация параметров двигателей различных летательных аппаратов имеет свои особенности. Оптимизация усложняется для двигателей многоцелевых летательных аппаратов, предназначенных для использования в широком диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. Тем не менее современная методология выбора параметров ГТД имеет общую основу, ко-

торая и будет проиллюстрирована на примере ТРДД, применяемого на дозвуковом транспортном самолете.

§ 10.1. Критерии оптимизации параметров ГТД дозвукового транспортного самолета

Полетный цикл транспортного самолета состоит из участков взлета, набора высоты, крейсерского высотного полета, снижения и посадки. Критерии эффективности самолета обычно рассчитывают по показателям (скорости и расходу топлива) крейсерского высотного полета (как наиболее продолжительного), а влияние других участков полета на указанные величины учитывают внесением поправок: среднетехническая скорость полета меньше, а средний часовой расход топлива больше их значений в условиях крейсерского полета, что объясняется в основном влиянием режимов взлета и набора высоты. Эти поправки увеличиваются с уменьшением дальности полета: при $L_{п} \geq 5000$ км они лежат в пределах 5%, а при $L_{п} \leq 1000$ км могут превышать 20% [2; 38].

При расчете теоретической дальности полета влиянием этих поправок пренебрегают, т.е. считают, что весь полет проходит в расчетных высотных условиях с постоянной скоростью $V_{п}$. Кроме того, предполагается, что весь запас топлива на борту ЛА полностью расходуется в крейсерском полете. Определенная при таких допущениях дальность полета существенно больше ее фактического значения, так как в действительности часть топлива (примерно на 1 час полета) остается неизрасходованной на борту летательного аппарата. (Она запасается на случай неблагоприятных погодных условий в аэропорту назначения и возникшей необходимости перелета в ближайший аэропорт).

Здесь приняты аналогичные допущения, а формулы критериев эффективности самолета приведены только для анализа основных закономерностей изменения этих критериев.

Критерии эффективности дозвукового транспортного самолета, являющиеся одновременно критериями оптимизации параметров двигателя, можно разделить на четыре группы: летно-технические, критерии оптимизации по массе, энергетические и экономические.

К летно-техническим критериям оценки самолета относятся дальность полета, максимальные скорость и высота, скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и т.п. *Для дальнего транспортного самолета с заданной коммерческой нагрузкой одним из важнейших критериев является дальность полета.*

Во многих случаях при оптимизации параметров двигателя дальность полета задается, а поскольку скорость полета тоже задана, то по дальности определяется время полета $t_{п} = L_{п}/3600V_{п}$ (в часах).

Время $t_{п}$ при заданной крейсерской тяге $P_{кр}$ и известном $C_{уд.кр}$ определяет, в свою очередь, потребную суммарную массу топлива на борту летательного аппарата:

$$M_T = C_{уд.кр} P_{кр} i_{дв} t_{п} K_{т.с}, \quad (10.1)$$

где $i_{дв}$ — число двигателей на самолете;

$K_{т.с}$ — коэффициент, учитывающий увеличение массы топливной системы (по сравнению с массой топлива) за счет топливных баков, системы трубопроводов и т. п., $K_{т.с} \approx 1,02 \dots 1,05$ [39].

Следовательно, под M_T понимается, строго говоря, масса топливной системы, которую будем называть массой топлива.

Из (10.1) следует, что суммарная масса топлива на летательном аппарате определяется в основном совершенством двигателя ($C_{уд}$), взлетной массой самолета, от которой зависит потребная тяга $P_{кр} i_{дв}$, и дальностью (временем) полета $L_{п}(t_{п})$.

Критерии оптимизации по массе следуют из уравнения весового баланса самолета:

$$M_0 = M_{пл} + M_{с.у} + M_T + M_{к.н},$$

где M_0 — взлетная масса снаряженного самолета, а слагаемые в правой части означают соответственно массу планера, силовой установки, топлива и коммерческой нагрузки. В правую часть этого уравнения следовало бы ввести еще одно слагаемое, характеризующее массу оборудования и снаряжения $M_{об.сн}$. Оно для простоты опущено, а указанная масса отнесена к планеру $M_{пл}$ и коммерческой нагрузке $M_{к.н}$.

Разделим левую и правую части уравнения на взлетную массу и представим уравнение весового баланса в относительном виде:

$$1 = \overline{M}_{пл} + \overline{M}_{с.у} + \overline{M}_T + \overline{M}_{к.н}, \quad (10.2)$$

Известный авиационный конструктор В. Ф. Болохвитинов назвал уравнение весового баланса уравнением существования самолета [39]. Он показал, что во второй половине XIX века не могли создать самолет, так как не могли создать силовую установку, удовлетворяющую по массе этому уравнению. Относительная масса конструкции планера составляла тогда $\overline{M}_{пл} \approx 0,5$, масса экипажа, топлива и оборудования была равна 0,1 от взлетной массы самолета. Следовательно, относительная масса силовой установки не могла превышать 0,4. Двигатель такой массы, который развивал бы потребную для самолета

тягу при том уровне развития техники (двигатели были паровые), создать не удалось.

В настоящее время авиационная техника достигла высокого уровня совершенства: относительная масса планера и силовой установки существенно снижены и достигли значений $\bar{M}_{пл} = 0,35 \dots 0,4$ (эти цифры даются с учетом массы оборудования и снаряжения; масса конструкции планера составляет примерно $1/4$ часть от M_0), $\bar{M}_{с.у} = 0,12 \dots 0,15$, что позволило повысить относительную массу топлива и коммерческую нагрузку до уровня $\bar{M}_T \approx 0,35$ и $\bar{M}_{к.н} \approx 0,15$ [4, 39].

Подчеркнем, что сумма относительных масс топлива и силовой установки, непосредственно связанных с двигателем $\bar{M}_{T+с.у}$, составляет около 50% от взлетной массы самолета. Поэтому эффективность двигателя решающим образом влияет на эффективность летательного аппарата.

Итак, можно считать, что взлетная масса самолета складывается из массы планера, коммерческой нагрузки и суммарной массы топлива и силовой установки:

$$1 = \bar{M}_{пл} + \bar{M}_{к.н} + M_{T+с.у}. \quad (10.2,а)$$

Увеличение коммерческой нагрузки при постоянной взлетной массе или снижение взлетной массы при постоянной коммерческой нагрузке означает увеличение рентабельности перевозок (относительная масса планера и дальность полета предполагаются постоянными). Поэтому взлетная масса и коммерческая нагрузка могут быть приняты в качестве критериев эффективности при выборе параметров двигателя. Причем взлетная масса является интегральным показателем, аналогом материальных затрат на создание и эксплуатацию самолета.

Максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$ или минимальная взлетная масса при $M_{к.н} = \text{const}$, обеспечиваются при минимальном значении суммарной массы топлива и силовой установки. Поэтому в качестве критерия оптимизации параметров двигателя по массе целесообразно брать суммарную массу топлива и силовой установки.

Представим суммарную массу в относительном виде (в расчете на единицу тяги для условий крейсерского полета):

$$\gamma_{\Sigma} = \frac{M_T + M_{с.у} i_{дв}}{P_{кр} i_{дв}}$$

Откуда, с учетом (10.1), получим

$$\gamma_{\Sigma} = C_{уд,кр} t_{п Кт.с} + \gamma_{дв,кр} K_{с.у}, \quad (10.3)$$

где $\gamma_{дв,кр}$ — удельная масса двигателя для условий крейсерского высотного полета;

$K_{с.у}$ — коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по отношению к массе двига-

теля за счет мотогондолы, входного и выходного устройств и пр., $k_{с.у} = 1,4 \dots 1,6$ для ТРД и ТРДД [39].

Коэффициенты $k_{т.с}$ и $k_{с.у}$ в расчетах при оптимизации параметров двигателя можно принимать постоянными. Пренебрегая ими, получим

$$\gamma_{\Sigma} \approx C_{уд.кр} t_{п} + \gamma_{дв.кр}. \quad (10.3,а)$$

Из уравнения (10.3,а) видно, что при постоянном времени полета $t_{п}$ величина γ_{Σ} определяется удельным расходом топлива $C_{уд.кр}$ и удельной массой двигателя $\gamma_{дв.кр}$. Поэтому ее называют суммарной удельной массой топлива и двигателя [29].

Энергетические критерии оптимизации характеризуют относительные или абсолютные затраты энергии. Энергия потребляется на всех стадиях жизненного цикла двигателя. Однако максимальная доля ее расходуется в виде топлива на этапе эксплуатации. Поэтому энергетическую эффективность в первом приближении можно характеризовать расходом топлива на 1 тонна-километр (1 т. км) перевезенного груза:

$$C_{т.км} = \frac{C_{уд.кр} P_{кр}^{*i} t_{дв} t_{п}}{M_{к.н} L_{п} \cdot 10^{-6}} = \frac{C_{уд.кр} P_{кр}^{*i} t_{дв}}{M_{к.н} V_{п} \cdot 10^{-6} \cdot 3600}. \quad (10.4)$$

Стремление к экономии топлива и повышению эффективности эксплуатации самолета ведет к постоянному усложнению двигателей и к необходимости применения все более энергоемких сплавов. Вследствие этого постоянно возрастают затраты энергии на стадии создания двигателя.

Таким образом, экономия топлива не решает проблемы экономии энергии в целом. Поэтому разрабатываются и начинают применяться критерии энергопотребления, характеризующие затраты энергии (как относительные, так и абсолютные) на всех стадиях жизненного цикла двигателя.

Экономические критерии оптимизации — это абсолютные или относительные затраты в рублях. Наиболее общим критерием, с помощью которого учитываются все затраты на разработку $S_{окр}$, производство S , эксплуатацию $S_{экс}$ летательного аппарата и его силовой установки, а также капитальные затраты на самолетно-двигательный парк и наземные средства $S_{кап}$, является стоимость жизненного цикла $S_{ж.ц}$ ЛА:

$$S_{ж.ц} = S_{окр} + S + S_{экс} + S_{кап}. \quad (10.5)$$

Все слагаемые правой части этого равенства относятся как к летательному аппарату, так и к двигателю.

Детальный расчет всех расходов за жизненный цикл самолета и двигателя достаточно сложен. Остановимся кратко

только на ориентировочной оценке стоимости жизненного цикла двигателя, которая основывается на интегральном учете различных расходов и широком использовании их удельной стоимости [19].

Так, стоимость серийного двигателя

$$S_{\text{дв}} = S_{\text{уд.м}} M_{\text{дв}} k_z, \quad (10.6)$$

как видно из формулы, оценивается по его массе $M_{\text{дв}}$ и удельной стоимости 1 кг массы $S_{\text{уд.м}}$, которая, в свою очередь, зависит от удельного веса $\gamma_{\text{дв}}$ (конструктивного совершенства двигателя). С уменьшением $\gamma_{\text{дв}}$ ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) от 0,24 до 0,12 величина $S_{\text{уд.м}}$ возрастает от 500 (700) до 900 (1000) руб/кг. Кроме того, $S_{\text{дв}}$ существенно зависит от общего числа серийных двигателей, которые планируется выпустить за жизненный цикл всего парка самолетов. Эта зависимость учитывается коэффициентом k_z , который снижается от 0,6 до 0,3 при увеличении числа двигателей на два порядка (от ~ 100 до ~ 10000), k_z существенно снижается при увеличении числа двигателей до двух-трех тысяч.

Затраты на разработку $S_{\text{окр}}$ включают затраты на научные исследования, проектирование, доводку и на другие опытно-конструкторские работы. Они могут оцениваться по стоимости серийного двигателя, превышая ее более чем на два порядка.

Затраты на эксплуатацию включают затраты на техническое обслуживание $S_{\text{т.о}}$, ремонт $S_{\text{рем}}$, а также затраты на топливо, масла и прочие горюче-смазочные материалы $S_{\text{гсм}}$:

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{т.о}} + S_{\text{рем}} + S_{\text{гсм}}. \quad (10.7)$$

Величина $S_{\text{т.о}}$ оценивается как произведение ресурса τ на удельные затраты в расчете на 1 час эксплуатации двигателя, $S_{\text{т.о}} = \tau A_{\text{т.о}}$. Удельные затраты на техническое обслуживание $A_{\text{т.о}}$ зависят от типа двигателя и его размерности. С увеличением взлетной тяги ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) от 2000 до 26000 даН они почти линейно увеличиваются от 5 до 20 руб/ч [38]. Величина $S_{\text{рем}}$ оценивается в долях от стоимости двигателя $S_{\text{рем}} = (0,6 \dots 0,75) S_{\text{дв}}$, а $S_{\text{гсм}}$ — по формуле

$$S_{\text{гсм}} = C_{\text{уд.кр}} P_{\text{кр}} \tau S_{\text{уд.гсм}},$$

где $S_{\text{уд.гсм}} = 0,08$ руб/кг — удельная стоимость ГСМ [2]; τ — ресурс двигателя, ч.

Если затраты на производство и эксплуатацию двигателей, установленных на летательном аппарате, поделить на его производительность (при условии полной загрузки ЛА на всех рейсах за ресурс τ), то получим расчетную себестоимость перевозок, руб./т·км:

$$a = \frac{(S_{\text{дв}} + S_{\text{экс}}) i_{\text{дв}}}{M_{\text{к.н}} V_{\text{п}} \tau 3,6 \cdot 10^{-3}}. \quad (10.8)$$

Если к величине себестоимости прибавить капиталовложения $S_{\text{кап}}$ в расчете на 1 т. км, то получим так называемые приведенные затраты, руб./т. км:

$$a_{\text{пр}} = a + \frac{S_{\text{кап.дв}} i_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{п}} \approx 3,6 \cdot 10^{-3}} \quad (10.9)$$

Если стоимость жизненного цикла двигателей поделить на производительность летательного аппарата, то получим приведенные затраты с учетом стоимости опытно-конструкторских работ, руб/т. км:

$$a_{\text{пр.окр}} = \frac{S_{\text{ж.и.дв}} i_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{п}} \approx 3,6 \cdot 10^{-3}} \quad (10.10)$$

Из приведенных формул видно, что критерии оптимизации параметров двигателя выражаются через массу двигателя и топлива или через коммерческую нагрузку, максимум которой, как отмечалось, обеспечивается при минимальной суммарной массе топлива и двигателя. *Существует, следовательно, связь всех критериев оптимизации с суммарной удельной массой топлива и двигателя* (в работе [20] эта связь получена в явном виде). *Поэтому функция $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{кв}}^*, t, T_{\text{г}}^*, \pi_{\text{п}}^*)$ лежит в основе оптимизации параметров двигателя по любым критериям эффективности самолета.*

Поскольку γ_{Σ} зависит от удельной массы двигателя, то в следующем параграфе рассмотрена зависимость $\gamma_{\text{дв}}$ от параметров рабочего процесса.

§ 10.2. Зависимость удельного веса авиационных ГТД от параметров рабочего процесса

Удельным весом двигателя называют отношение его веса (силы тяжести) к тяге (гл. I). Поделив числитель и знаменатель формулы (1.8) на расход воздуха, получим

$$\gamma_{\text{дв}} = g \frac{\mu_{\text{дв}}}{P_{\text{уд}}}, \quad (10.11)$$

где $\mu_{\text{дв}}$ — удельная масса конструкции (масса двигателя в расчете на 1 кг/с воздуха, проходящего через него).

$$\mu_{\text{дв}} = \frac{M_{\text{дв}}}{G_{\text{г}}}. \quad (10.12)$$

Величина $P_{\text{уд}}$ характеризует термодинамическое совершенство двигателя (гл. 6), а $\mu_{\text{дв}}$ — его конструктивное совершенство, т. е. *удельный вес $\gamma_{\text{дв}}$ является интегральным параметром, характеризующим как термодинамическое, так и конструктивное совершенство.*

Поскольку тяга двигателя зависит от внешних условий (в том числе от высоты и скорости полета, температуры и давления наружного воздуха), а также от режима его работы, то и удельный вес зависит от этих условий. Величиной, характеризующей двигатель, принято считать удельный вес $\gamma_{дв}$, соответствующий взлетному режиму работы в САУ на уровне моря ($H=0$, $M_n=0$, $g=9,81$ м/с²). Только для этих условий он и рассматривается в этом параграфе.

В формулы (1.8) и (10.12) входит так называемая «сухая масса» двигателя. Понятие «сухая масса» определяется ГОСТом (ГОСТ 17106—71), согласно которому в величину $M_{дв}$ не входят масса воздухозаборника, элементов расширяющейся части сопла, реверса тяги, а также масса самолетных агрегатов, маслобака с маслом и т. п. Все перечисленные элементы конструкции входят в силовую установку самолета, которая включает еще мотогондолу и некоторые системы. Поэтому масса силовой установки существенно (в 1,5...2 раза) больше массы двигателя.

Существует два способа определения массы проектируемого двигателя. Первый из них — конструкторская проработка двигателя и выполнение его в чертежах, по которым вычисляются объем и масса всех деталей. Понятно, что на этапе выбора параметров, когда рассчитывается большое число вариантов двигателя, такой подход может применяться ограниченно.

Второй способ — интегральный. В этом случае масса определяется по формулам в зависимости от параметров рабочего процесса, расхода воздуха и некоторых других факторов. В настоящее время имеется несколько математических моделей массы [19, 31, 39]. Большинство из них получено путем обобщения фактического материала по массе большого числа выполненных двигателей. Такой статистический анализ позволил установить количественную зависимость массы от параметров рабочего процесса двигателя и некоторых других факторов.

Расчетные способы определения массы по своей сути — приближенные. Точность расчета по ним обычно не превышает $\pm 10\%$. Однако для конкретного семейства двигателей точность может быть повышена за счет уточнения коэффициентов математической модели. Кроме того, существуют более детализированные математические модели разной сложности, позволяющие рассчитывать массу двигателя по узлам и элементам, и за счет этого повысить точность ее определения.

Согласно (10.11), удельный вес $\gamma_{дв}$ зависит от удельной тяги и от удельной массы конструкции двигателя $\mu_{дв}$. Как было показано в гл. 6 и 7, удельная тяга зависит от параметров рабочего процесса ($\pi_{кз}^*$, m , T_r^*). Используя материалы работы [31], рассмотрим зависимость от этих параметров величины $\mu_{дв}$, а затем $\gamma_{дв}$.

С увеличением $\pi_{кз}^*$ удельная масса конструкции двигателя должна увеличиваться вследствие увеличения числа сту-

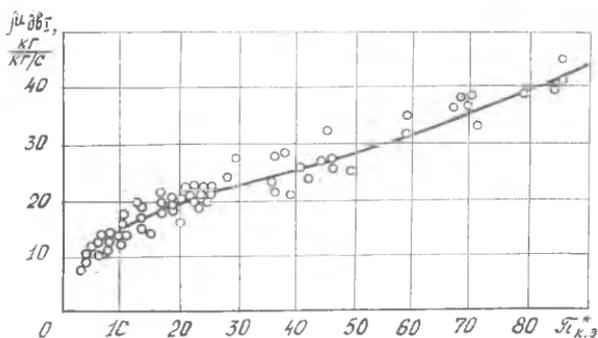


Рис. 10.1. Зависимость удельной массы конструкции ТРД(Д) от эквивалентной степени повышения давления

пеней ротора и соответственно длины двигателя. В работе [31] показано, что если для ТРДД ввести понятие эквивалентной степени повышения давления

$$\pi_{к,э}^* = \left[\pi_{к\Sigma}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} + m \left(\pi_{к\Sigma}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right) \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

а массу двигателя отнести к расходу воздуха через внутренний контур $\mu_{двг} = M_{дв} / G_I$, то зависимость $\mu_{двг} = f(\pi_{к,э}^*)$ оказывается единой для ТРД и ТРДД (рис. 10.1). Из рисунка следует, что с увеличением $\pi_{к\Sigma}^*$ или m значение $\mu_{двг}$ увеличивается.

Удельная тяга по $\pi_{к\Sigma}^*$ имеет пологий максимум (см. рис. 7.4, а), а реализованные в настоящее время $\pi_{к\Sigma}^*$ не намного превышают оптимальные (по удельной тяге) значения. Поэтому увеличение $\pi_{к\Sigma}^*$ сопровождается практически несущественным изменением удельной тяги, в результате чего удельный вес двигателя увеличивается в соответствии с изменением $\mu_{двг}$.

Удельная масса конструкции ТРДД $\mu_{дв} = M_{дв} / G_{\Sigma}$ связана с $\mu_{двг}$ соотношением

$$\mu_{дв} = \mu_{двг} / (m + 1).$$

С увеличением m удельная масса конструкции $\mu_{дв}$ уменьшается (рис. 10.2), так как соответственно возрастает объем наружного контура, удельная масса конструкции которого низка. Особенно значительное уменьшение $\mu_{дв}$ в диапазоне m от 0 до 3 обусловлено, кроме того, снижением числа ступеней вентилятора (до единицы), что связано с уменьшением степени повышения давления в нем. При большей степени двухконтурности вентилятора остается одноступенчатым, а число ступеней турбины вентилятора увеличивается, вследствие чего уменьшение $\mu_{дв}$ замедляется.

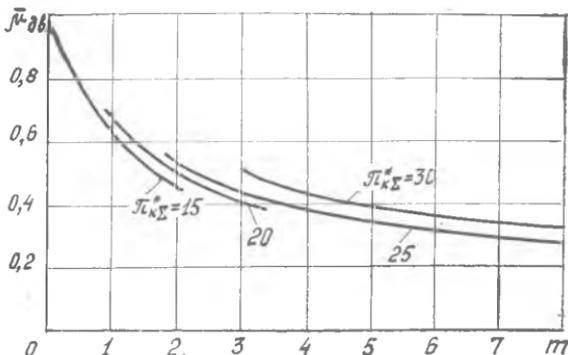


Рис. 10.2. Зависимость удельной массы конструкции ТРДД от степени двухконтурности

Удельная тяга при увеличении m снижается (гл. 6). Вначале (при небольших степенях двухконтурности) преобладающее влияние на $\gamma_{дв}$ оказывает $\mu_{дв}$, а затем (при больших m) — снижение $P_{уд}$. В результате удельный вес двигателя по степени двухконтурности имеет минимум при $m_{opt}=4...6$ (рис. 10.3).

С увеличением T_r^* удельная масса конструкции ТРД практически не изменяется, а $\mu_{дв}$ ТРДД при постоянных $\pi_{кк}^*$ и m даже несколько увеличивается из-за увеличения числа ступеней вентилятора и его турбины в связи с увеличением степени повышения давления $\pi_{тв}$ из условия оптимального распределения энергии между контурами. Одновременно значительно возрастает удельная тяга (гл. 7), и это оказывает преобладающее влияние на удельный вес двигателя: с увеличением T_r^* он снижается (см. рис. 10.3).

Удельный вес зависит не только от параметров рабочего процесса, но и от расхода воздуха, проходящего через двигатель, т. е. от его диаметральных размеров. Эту зависимость легко оценить при условии, что сравниваемые двигатели подобны. В этом случае с изменением диаметра площадь входа, расход воздуха и тяга изменяются пропорционально D^2 , а объем и масса двигателя — пропорционально D^3 . Поэтому

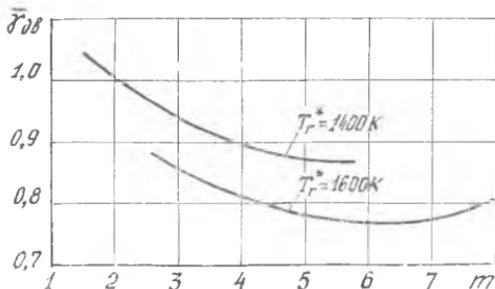


Рис. 10.3. Зависимость удельного веса от степени двухконтурности и температуры газа перед турбиной при $\pi_{кк}^* = 25$

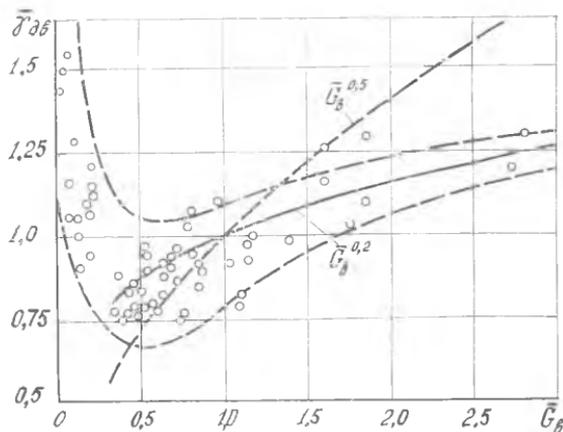


Рис. 10.4. Статистическая зависимость относительного удельного веса турбокомпрессора ($m=0$) от относительного расхода воздуха через двигатель

удельная масса должна изменяться пропорционально D или $G_v^{0,5}$.

Действительная зависимость $\gamma_{\text{дв}}$ от G_v (рис. 10.4), которая получена статистическим путем по результатам измерения и обработки основных данных серийных двигателей, значительно отличается от теоретической. На двигателях большой размерности ($G_{\text{в}10} > 30 \dots 50$ кг/с) $\gamma_{\text{дв}}$ изменяется фактически пропорционально $G_v^{0,2}$. На двигателях средней размерности ($G_{\text{в}10}$ от 5 до 30 кг/с) $\gamma_{\text{дв}}$ изменяется незначительно, а на малоразмерных ($G_{\text{в}10} < 3 \dots 5$ кг/с) с уменьшением расхода воздуха удельный вес даже увеличивается. Это объясняется тем, что при изменении диаметра двигателя условие подобия деталей и узлов не выдерживается. Например, относительная толщина лопаток, стенок и других деталей с уменьшением диаметра обычно увеличивается, а при $G_{\text{в}10} < 3$ кг/с весьма малые размеры (толщины) многих деталей, которые диктуются условиями подобия, не могут быть выдержаны по технологическим причинам.

Удельный вес зависит, конечно, и от назначения двигателя. Так, двигатель, предназначенный для полета с числом $M_{\text{п}}=3$, характеризуется величиной $\gamma_{\text{дв}}$ на 7...10% большей, чем двигатель, рассчитанный на применение при скоростях полета, соответствующих числу $M_{\text{п}}=2$ [31].

Будучи интегральным параметром, удельный вес зависит от многих других факторов. Он отражает уровень развития двигателей и непрерывно снижается по годам. На рис. 10.5 показана удельная масса конструкции, отражающая изменение удельного веса. Совершенствование двигателей по удельному весу носит комплексный характер. В перспективе следует ожидать дальнейшее снижение $\gamma_{\text{дв}}$ (см. § 10.5).

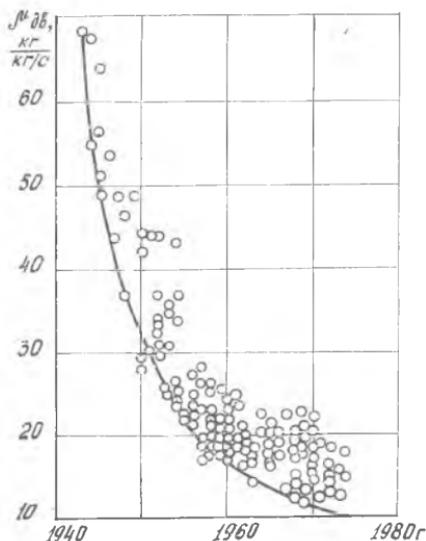


Рис. 10.5. Снижение удельной массы конструкции турбокомпрессоров ($m=0$) по мере развития авиационных ГТД

§ 10.3. Основные закономерности оптимизации параметров ГТД по самолетным критериям эффективности

Как отмечалось, самолетные критерии оптимизации параметров двигателя в значительной степени зависят от суммарной удельной массы топлива и двигателя, которая в соответствии с формулой (10.3) при заданном времени (дальности) полета определяется величинами $C_{уд.кр}$ и $\gamma_{дв.кр}$, а следовательно, и параметрами рабочего процесса. Поэтому нахождение максимумов или минимумов критериев эффективности самолета, в зависимости от параметров рабочего процесса, связано с минимизацией функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m, T_r^*, \pi_b^*)$. Закономерности минимизации этой функции, а также оптимизации параметров двигателя по другим критериям эффективности самолета получены и изложены в работе [20]. Рассмотрим их.

10.3.1. Закономерности минимизации суммарной удельной массы γ_{Σ} в зависимости от параметров рабочего процесса

Проанализируем зависимость γ_{Σ} вначале от $\pi_{к\Sigma}^*$ при $m = \text{const}$, $T_r^* = \text{const}$, а затем от двух переменных — $\pi_{к\Sigma}^*$ и m при их независимом изменении и $T_r^* = \text{const}$. При этом π_b^* рассматривается как зависимая переменная и определяется из условия опти-

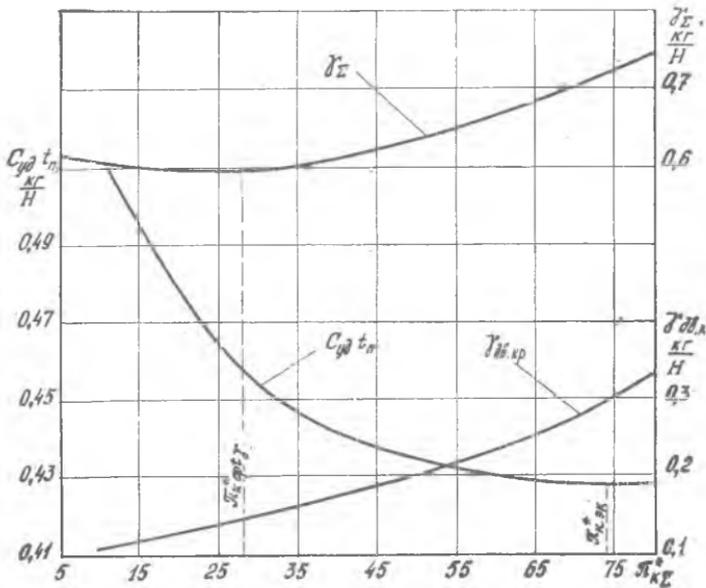


Рис. 10.6. Зависимость суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} от $\pi_{k\Sigma}^*$ для ТРДД ($T_{\Gamma}^* = 1400$, $m = 6$, $t_{\Pi} = 6$ ч, $H = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,85$)

мального распределения энергии между контурами ТРДД. Потери в узлах учитываются к. п. д. и коэффициентами, которые предполагаются постоянными или изменяются в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 8. Внешние условия сохраняются постоянными и соответствуют условиям крейсерского высотного полета дозвукового самолета ($H=11$ км, $M_{\Pi} = 0,8$).

С увеличением $\pi_{k\Sigma}^*$ в диапазоне значений, представляющих практический интерес, удельный расход топлива уменьшается (гл. 7), а удельная масса двигателя увеличивается (§ 10.2). Преобладающее влияние на γ_{Σ} оказывает вначале первый фактор ($C_{уд.кр} t_{\Pi}$), а затем второй ($\gamma_{дв.кр}$). Противоположное влияние этих двух факторов приводит к образованию минимума функции γ_{Σ} по $\pi_{k\Sigma}^*$ (рис. 10.6). Причем оптимальная степень повышения давления $\pi_{k\text{opt}\gamma}^*$, соответствующая минимальному значению γ_{Σ} , существенно меньше экономической степени повышения давления $\pi_{k,эк}^*$, соответствующей минимальному значению удельного расхода топлива $C_{уд}$ (сравните рис. 10.6 и 7.3, в), что обусловлено влиянием второго фактора.

Подчеркнем, что значение $\pi_{k\text{opt}\gamma}^*$ зависит от значимости первого и второго факторов — слагаемых в формуле (10.3). Если значимость первого фактора повышается (увеличивается $C_{уд.кр}$ или t_{Π}),

то соответственно увеличивается $\pi_{к\text{opt}\gamma}^*$. И, наоборот, повышение значимости второго фактора ($\gamma_{\text{дв.кр}}$) ведет к уменьшению $\pi_{к\text{opt}\gamma}^*$.

Как следует из рис. 10.6, суммарная удельная масса γ_{Σ} по $\pi_{к\Sigma}^*$ — весьма пологая кривая. Поэтому при отклонении γ_{Σ} от минимального значения на небольшую величину, например на 1%, степень повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$ отклоняется от оптимального значения на 20...30%. Следовательно, *практическому минимуму γ_{Σ} соответствует большой диапазон значений $\Delta\pi_{кНВ}^*$, который называют диапазоном наивыгоднейших значений степени повышения давления компрессора [20].*

Аналогично изменяется γ_{Σ} и по t при постоянных $\pi_{к\Sigma}^*$ и $T_{г}^*$, т. е. функция имеет пологий минимум. Минимуму функции γ_{Σ} соответствует оптимальная степень двухконтурности $m_{\text{opt}\gamma}$, а практическому минимуму — диапазон наивыгоднейших степеней двухконтурности $\Delta m_{НВ}$.

Суммарная удельная масса топлива и двигателя как функция двух переменных $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ представляет собой поверхность (рис. 10.7), весьма пологую в области минимума γ_{Σ} . Если отступить от минимума, например, на 1% и провести плоскость, перпендикулярную оси z , то пересечение плоскости с поверхностью даст область (эллипс) сочетаний $\pi_{к\Sigma}^*$ и m , в которой обеспечивается практический минимум γ_{Σ} — область наивыгоднейших $\pi_{к\Sigma}^*$ и m .

Итак, *минимум функции γ_{Σ} практически обеспечивается при изменении $\pi_{к\Sigma}^*$ и m в широком диапазоне наивыгоднейших значений. Эта важная особенность функции облегчает задачу выбора параметров в процессе проектирования двигателя, так как позволяет «лицу, принимающему решения», учесть ряд других факторов, таких, например, как имеющийся задел, возможности использования доведенного газогенератора и унификации узлов, сроки доводки, необходимые затраты и т. д.*

10.3.2. Зависимость области наивыгоднейших параметров от различных факторов

Как отмечалось в § 10.1, условию $\gamma_{\Sigma} = \gamma_{\Sigma \text{min}}$ соответствует минимальная взлетная масса при $M_{к.н} = \text{const}$ или максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$. Поэтому области наивыгоднейших параметров, определенные из условия обеспечения $\gamma_{\Sigma \text{min}}$, удовлетворяют также условию обеспечения $M_{0 \text{min}}$ или $M_{к.н \text{max}}$. Кроме того, закономерности минимизации функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ относятся и к оптимизации параметров ГТД по другим критериям эффективности самолета ($C_{т.км}$, a , $S_{ж.ц}$), поскольку эти критерии в значительной степени зависят от γ_{Σ} .

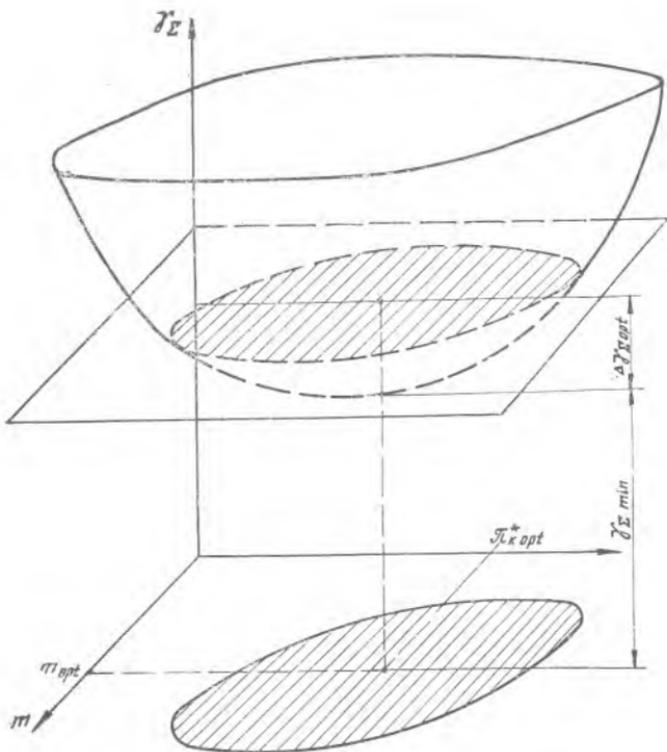


Рис. 10.7. Область наивыгоднейших параметров $\pi_{к\Sigma}^*$ и m , соответствующая практическому минимуму функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ при $T_{г}^* = \text{const}$, $t_{п} = \text{const}$

Так, на зависимость себестоимости перевозки 1 т. км груза от параметров рабочего процесса определяющее влияние оказывает стоимость топлива $S_{т}$ и двигателя $S_{дв}$. По существу, это те же два фактора, которые определяют минимум γ_{Σ} по $\pi_{к\Sigma}^*$, но в их стоимостном выражении. Поэтому себестоимость a имеет минимум по $\pi_{к\Sigma}^*$. Однако оптимальное значение степени повышения давления компрессора $\pi_{кopt}^*$, соответствующее минимуму себестоимости, меньше $\pi_{кopt}^*$. Это связано с тем, что стоимость 1 кг массы двигателя на ≈ 4 порядка выше стоимости 1 кг топлива, и хотя расходы на двигатель, в отличие от расходов на топливо, амортизируются не за один полет, а в течение ресурса, значимость второго фактора повышается с переходом от критерия γ_{Σ} к a , что и приводит к снижению $\pi_{кopt}^*$.

Функция a , как и γ_{Σ} , имеет пологий минимум по $\pi_{к\Sigma}^*$ и m при $T_{г}^* = \text{const}$, а практическому минимуму функции $a = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$

соответствует область (эллипс) наивыгоднейших значений $\Delta \pi_{кНВ}^*$ и $\Delta m_{НВ}$.

Таким образом, с переходом от оптимизации параметров по массе (γ_{Σ}) к оптимизации их по себестоимости (а) оптимальные параметры и соответственно области наивыгоднейших параметров уменьшаются, так как значимость двигателя в стоимостном выражении увеличивается по сравнению со значимостью топлива.

С переходом от оптимизации по массе (γ_{Σ}) к оптимизации по энергетическим критериям (например, по $C_{т,км}$) оптимальные параметры $\pi_{кopt}^*$ и m_{opt} и соответственно области наивыгоднейших параметров, наоборот, повышаются вследствие увеличения значимости первого (топливного) фактора, так как большая часть энергии, потребляемой за жизненный цикл двигателя, как отмечалось, расходуется в виде топлива в процессе его эксплуатации.

Результаты сравнения оптимальных параметров и соответственно областей наивыгоднейших параметров, определенных для различных критериев оптимизации, показаны на рис. 10.8.

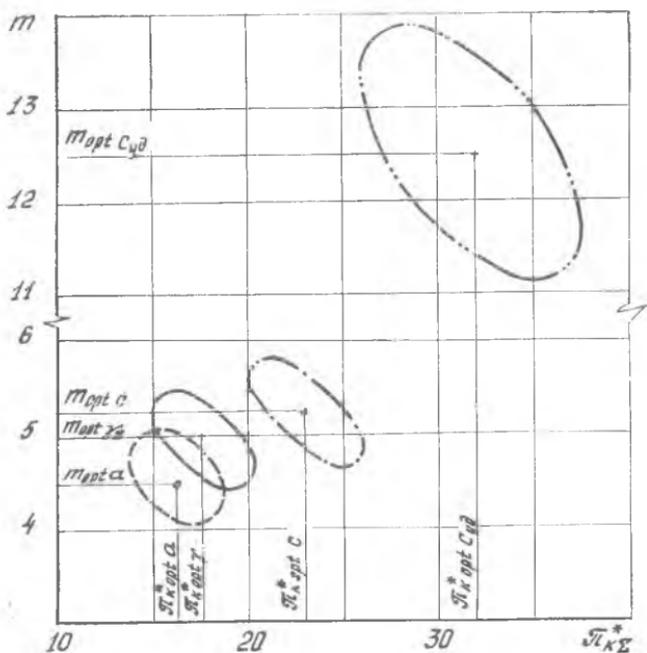


Рис. 10.8. Зависимость оптимальных параметров ($\pi_{к\Sigma}^* opt$, m_{opt}) и соответствующих им областей наивыгоднейших значений $\pi_{к\Sigma}^*$ и m ТРДД ($T_{г.кр}^* = 1240$ К, $H = 11$ км, $M_{II} = 0,8$) от критериев оптимизации: — γ_{Σ} ; - - - - a; - · - · - $C_{т,км}$; ······ $C_{уд}$ [19]

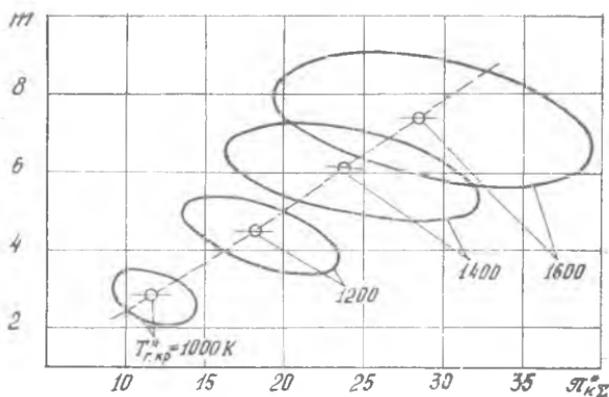


Рис. 10.9. Зависимость областей наивыгоднейших параметров ТРДД от температуры газа перед турбиной при $H=11$ км, $M_{п}=0,8$ (рассчитана В. С. Кузьмичевым)

На рисунке приведены параметры m и $\pi_{кХ}$, определенные из условия обеспечения минимального удельного расхода топлива. Из рисунка видно, что *наивыгоднейшие параметры, соответствующие любым критериям эффективности самолета α , γ_{Σ} , $C_{г-км}$, существенно меньше наивыгоднейших параметров, соответствующих критерию эффективности двигателя $C_{уд}$.*

Оптимизация параметров $\pi_{кХ}$ и m выполнялась при условии постоянной температуры газа перед турбиной. С увеличением $T_{г}^*$ (в диапазоне применяемых в настоящее время максимальных значений) удельный расход топлива повышается или изменяется несущественно, а удельная масса двигателя снижается. Поэтому значимость первого фактора — слагаемое в формуле (10.3) — увеличивается, а второго — уменьшается, вследствие чего оптимальные параметры, и соответственно области наивыгоднейших параметров, увеличиваются (рис. 10.9).

Аналогичное влияние на оптимальные параметры и области наивыгоднейших параметров оказывает время (дальность) полета самолета. С увеличением $t_{п}(L_{п})$ увеличивается произведение $C_{уд-кр}t_{п}$, т. е. повышается значимость первого фактора в формуле (10.3), что и ведет к увеличению оптимальных параметров.

Таким образом, оптимальные параметры $\pi_{кХopt}$ и m_{opt} и области их наивыгоднейших сочетаний существенно зависят от критериев оптимизации, температуры газа перед турбиной и времени (дальности) полета самолета. Поэтому при выборе параметров двигателя перечисленные факторы должны быть обоснованы и ранжированы, исходя из народнохозяйственной задачи, для выполнения которой проектируется летательный аппарат, или из ТТТ, предъявляемых к нему.

§ 10.4. Методология выбора параметров и некоторые проблемы разработки ГТД. Необходимость создания САПР-Д

Выбор параметров и последующее проектирование узлов до последнего времени производились из условия обеспечения заданных значений тяги и удельного расхода топлива с учетом ограничений по габаритам и массе, т. е. по критериям двигателя. В последние годы представление о проектировании двигателя как о процессе, изолированном от самолета, коренным образом изменилось. В современном представлении проектирование двигателя должно выполняться по критериям эффективности самолета на всех трех уровнях (рис. 10.10): нулевом (выбор параметров), первом (проектирование узлов) и втором (проектирование деталей).

В этом параграфе будут изложены методология выбора параметров на нулевом уровне проектирования (10.4.1) и некоторые проблемы разработки двигателя (10.4.2), которые обусловили необходимость создания системы автоматизированного проектирования двигателя (САПР-Д).

10.4.1. Методология выбора параметров на нулевом уровне проектирования

Нулевой уровень проектирования начинается с формулирования народнохозяйственной задачи и разработки идеологии закладки двигателя (эти вопросы будут затронуты в следующем разделе). *Главное его содержание — расчеты по оптимизации параметров двигателя, которые включают завязку самолета и двигателя и определение области компромиссного решения.* А заканчивается он выбором 2—3-х вариантов двигателя, проектным термогазодинамическим расчетом и определением основных размеров и проточной части, составлением описания (прототипа) двигателя и выдачей технического задания на проектирование узлов.

Завязка самолета и двигателя производится с целью определения их основных размеров и массы. В простейшем случае, когда задано соотношение между крейсерской и взлетной тягой $\bar{P}_{кр} = P_{кр}/P_0$ и взлетная тяговооруженность $r_{вз} = P_0/gM_0$ (отношение взлетной тяги двигателя к взлетному весу самолета), которые изменяются в узких пределах, завязка может быть выполнена в следующей последовательности [20].

— Формулируется задача оптимизации параметров рабочего процесса, например: $\pi_{к\sigma}^*$ и t оптимизируются по критериям эффективности самолета (по себестоимости перевозки 1 т. км — a , взлетной массе M_0 , расходу топлива на 1 т. км — $C_{т.км}$), $\pi_{в}$ рассчиты-

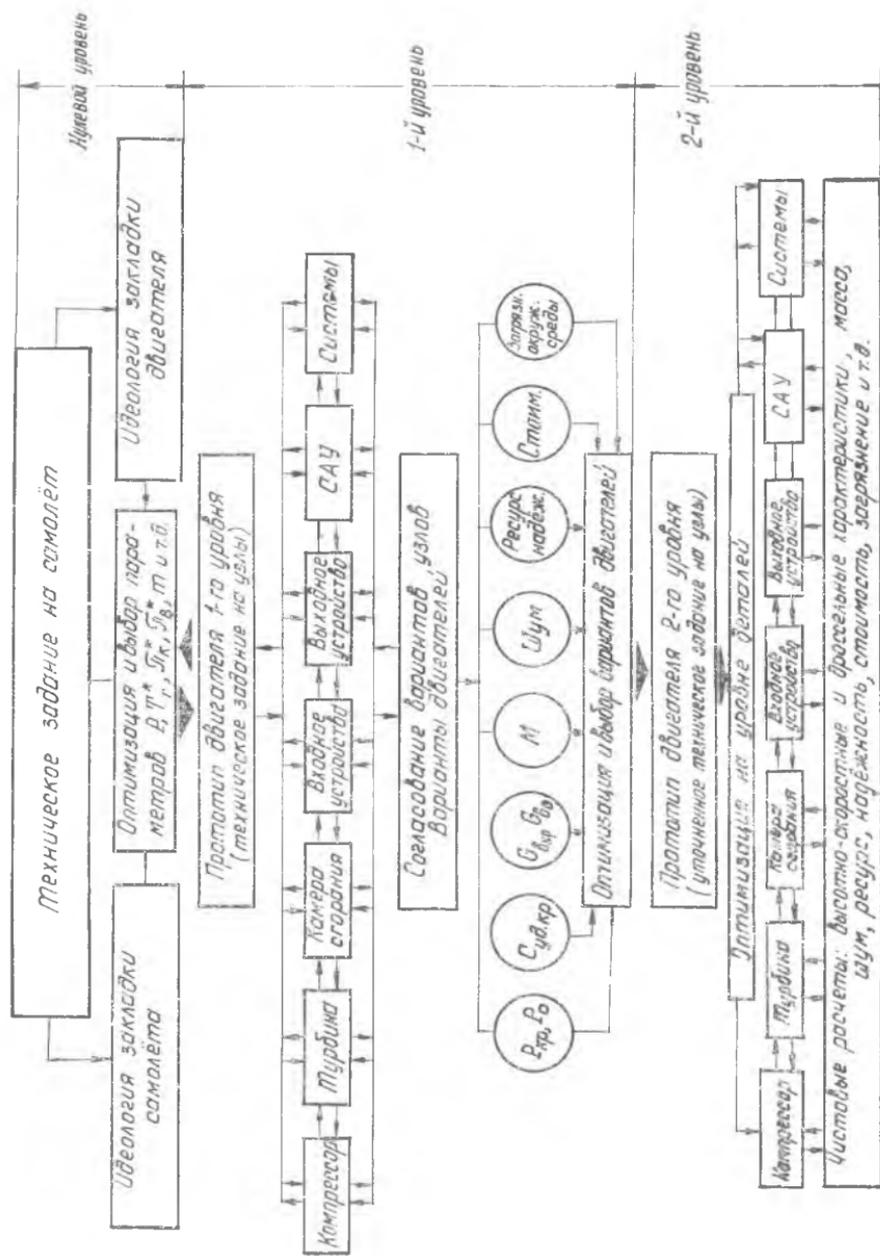


Рис. 10.10. Схема проектирования двигателя (предложена И. Ф. Флоровым)

вается из условия наивыгоднейшего распределения энергии между контурами ТРДД, а T_T^* задается как величина, характеризующая уровень технического совершенства.

— Подготавливается исходная проектная документация по самолету (масса коммерческой нагрузки $M_{кн}$, дальность полета $L_{п}$, относительная масса планера $\bar{M}_{пл}$, высота полета H , число $M_{п}$ и т. д.) и по двигателю (число двигателей на самолете $i_{дв}$, ресурс τ , все к. п. д. и коэффициенты потерь, характеризующие потери в узлах, коэффициент внешнего сопротивления C_x , коэффициенты, характеризующие отбор воздуха на охлаждение элементов двигателя и т. д.) и оцениваются вероятные диапазоны изменения исходных данных. Задаются, кроме того, начальные ограничения: по максимально допустимой температуре газа перед турбиной на взлетном режиме $T_{T_0}^* \leq T_{T_0, \max}^*$, по шуму, по токсичности выхлопа и пр.

— Выполняется проектный термогазодинамический расчет двигателя для условий длительного крейсерского высотного полета при $G_0 = 1$ кг/с и при принятых сочетаниях $\kappa_{кз}^*$ и m (см. гл. 8).

— В первом приближении принимается, что площадь входа в компрессор $F_{вх}$ равна, например, 1 м^2 , и для этого условия определяются расход воздуха через двигатель, площади характерных проходных сечений, а также соответствующие значения тяги и расхода топлива. Кроме того, по формуле (10.1) вычисляется потребная масса топлива M_T из условия обеспечения заданной дальности полета.

— Вычисляется потребная взлетная тяга из условия обеспечения заданного соотношения тяг $\bar{P}_{кр}$ и полученного при термогазодинамическом расчете значения $P_{кр}$. Далее определяются температура $T_{T_0}^*$, расход воздуха и параметры рабочего процесса на взлетном режиме, соответствующие этой тяге. При этом следует иметь в виду, что площади характерных сечений рассчитываемого варианта двигателя являются величинами заданными, поскольку они определены условиями длительного крейсерского режима. Поэтому перечисленные параметры затруднительно рассчитать по методике проектного термогазодинамического расчета. В этих случаях параметры рабочего процесса, соответствующие взлетному режиму, определяются из условия совместной работы узлов двигателя (по методике расчета характеристик двигателя, которая излагается в четвертой части курса «Теория ВРД»).

— Рассчитывается масса двигателя и, следовательно, масса силовой установки по формулам, приведенным, например, в [19, 31, 39], в зависимости от параметров рабочего процесса и расхода воздуха на взлетном режиме. Определяется суммарная масса топлива и двигателя.

— Вычисляется взлетная масса самолета по заданной тяговооруженности и полученному значению P_0 . На основании урав-

нения весового баланса самолета (10.2) определяется масса коммерческой нагрузки $M_{к-н}$, соответствующая произвольно принятой площади $F_{вх}$.

— Далее методом последовательных приближений подбирается площадь $F_{вх}$ из условия равенства полученного и заданного значений коммерческой нагрузки. В процессе подбора удельные параметры двигателя не изменяются, так как постоянны параметры рабочего процесса, а расходы воздуха и топлива через двигатель, тяга в земных и высотных условиях полета изменяются пропорционально площади входа в компрессор. Так же изменяется и суммарная масса топлива на борту самолета, а масса двигателя рассчитывается, как было указано.

В результате такого подбора определяются площади сечений, характеризующие размеры двигателя, его масса, а также взлетная масса самолета, удовлетворяющие условию заданной коммерческой нагрузки и дальности полета. В этом и заключается завязка самолета и двигателя.

Для определения области компромиссов и выбора компромиссного решения рассчитываются критерии оптимизации a и $C_{т.км}$ (один из принятых критериев — M_0 определен в процессе завязки самолета и двигателя), см. § 10.1. Завязка самолета и двигателя и последующий расчет критериев эффективности выполняются для всех выбранных сочетаний оптимизируемых параметров ($\pi_{кв}^*$, m). По результатам этих расчетов определяются оптимальные параметры рабочего процесса $\pi_{корт}^*$ и $m_{орт}$ по каждому критерию эффективности и соответствующие им области наивыгоднейших параметров $\Delta\pi_{к.нв}^*$ и $\Delta m_{нв}$ (см. рис. 10.8). Пересечение их образует область компромиссов (рис. 10.11), т. е. область параметров, удовлетворяющих (с определенной точностью) всем перечисленным критериям [20].

На эту область накладываются заданные ограничения по температуре $T_{г.}^*$ и габаритам двигателя, по времени его созда-

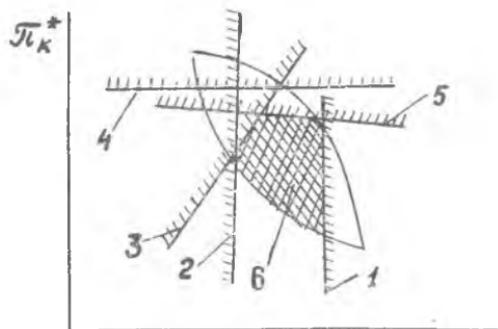


Рис. 10.11. Область компромиссов с ограничениями: 1 — по габаритам двигателя; 2 — по шуму; 3 — по температуре $T_{г.о}^*$; 4 — по токсичности выхлопа; 5 — по времени создания двигателя; 6 — область, свободная от ограничений

ния, по шуму и токсичности выхлопа и т. д., для чего необходимо рассчитать эти показатели. В области свободной от ограничений выбираются 2...3 варианта сочетаний параметров рабочего процесса (компромиссного решения) для последующего более детального их исследования.

Выполняется уточненный проектный термогазодинамический расчет этих вариантов двигателей и проектируется их проточная часть. Согласовываются турбина и компрессор; определяются окружные скорости, диаметральные размеры и число ступеней.

По результатам этих расчетов составляется описание (портрет или прототип) двигателя для выдачи технического задания на проектирование узлов и для следующего — первого уровня проектирования.

10.4.2. Некоторые проблемы разработки двигателя.

Значение САПР-Д

Проблемы разработки двигателя возникают уже на стадии формулирования народнохозяйственной задачи и разработки идеологии закладки двигателя. При формулировании народнохозяйственной задачи задается тип проектируемого летательного аппарата (например, дозвуковой транспортный самолет), масса его коммерческой нагрузки $M_{к.н.}$, дальность полета $L_{п}$ и условия базирования. Проектируемый самолет вступит в строй примерно через десятилетие и будет эксплуатироваться в течение еще примерно двух десятилетий, поэтому обосновано назначить перечисленные величины нельзя без прогнозной оценки перспектив развития транспорта и других отраслей народного хозяйства, а также различных регионов страны на ближайшие два...три десятилетия. Возникает, следовательно, *проблема выбора и обоснования характеризующих самолет величин* ($M_{к.н.}$, $L_{п}$ и др.).

Под идеологией закладки двигателя понимают выбор соотношения между уровнем его технического совершенства, сроками создания и необходимым финансированием. Уровень технического совершенства в основном характеризуют: максимальная температура $T_{г,мах}^*$, применяемые материалы, технология процесса производства, нагруженность ступеней компрессора и турбины, уровень потерь в узлах и элементах двигателя (значения к. п. д. узлов и коэффициентов потерь) и т. п. *Выбор правильного соотношения — одна из наиболее сложных проблем проектирования двигателя*, а ошибка на этом этапе ведет к далеко идущим последствиям.

На этапе закладки двигателя возможны два подхода, которые известный специалист в этой области И. Ф. Флоров условно называл «оптимистическим» и «осторожным». При «оптимистическом» подходе возможности фирмы переоценивают-

ся, например, закладывается двигатель с высокой температурой $T_{г\max}$, назначаются относительно сжатые сроки его разработки и выделяется очень «экономное» финансирование. После продолжительной доводки такого двигателя выясняется, что выбранные параметры не могут быть реализованы в запланированные сроки. Это приводит к необходимости внесения существенных изменений в проект двигателя и самолета. В результате сроки разработки срываются, двигатель сдается в эксплуатацию с минимальным ресурсом. Доводка двигателя по надежности и ресурсу ведется параллельно с его эксплуатацией, что приводит к значительному удорожанию производства и эксплуатации, а следовательно, и стоимости жизненного цикла двигателя в целом. При «осторожном» подходе двигатель закладывается, наоборот, с небольшими по сравнению с прототипом изменениями параметров рабочего процесса, при этом назначаются небольшие сроки и производится соответствующее финансирование. В результате проходит время и создается самолет, мало отличающийся от прототипа, — деньги и время, по существу, потеряны. А за это время конкурирующие фирмы создают существенно более эффективные образцы авиационной техники. «Осторожный» подход, следовательно, ориентирован на отставание.

Из этого следует, что при выборе соотношения между уровнем совершенства, сроками и финансированием лучше придерживаться «золотой середины». Однако определить «золотую середину» — дело непростое, и для правильной разработки идеологии закладки двигателя нужны специальные организационные и технические меры [23].

На этапе подготовки к расчетам по оптимизации параметров двигателя возникают еще три проблемы [20], поскольку на этом этапе необходимо ответить на 3 вопроса: что оптимизировать, по каким критериям, для каких условий (режимов) полета?

Проблема выбора параметров, подлежащих оптимизации (независимых переменных), возникает в связи с тем, что двигатель сложной схемы имеет достаточно большое число параметров рабочего процесса (например, $T_{г}^*$, $\tau_{кг}^*$, m , $\pi_{в}^*$ и $T_{ф}^*$ для ТРДДФ), в зависимости от которых критерии эффективности двигателя ($P_{уд}$, $C_{уд}$, $\gamma_{дв}$), а следовательно и самолета, имеют экстремум. Кроме того, такие двигатели имеют, как правило, несколько регулируемых сечений, которые при завязке самолета и двигателя также следует рассматривать как независимые переменные. Однако нахождение экстремума функции нескольких переменных (при их независимом изменении и при числе переменных, превышающем 3...4) является весьма непростой задачей, особенно если учесть, что эта задача многокритериальная и по каждому критерию нужно определить не только экстремум и соответствующие ему оптимальные параметры,

но и области наивыгоднейших параметров. Поэтому число оптимизируемых параметров по возможности целесообразно уменьшить.

С другой стороны, имеются предпосылки для уменьшения числа оптимизируемых параметров. Так, в [20] показано, что оптимизация $\pi_{\text{в}}^*$ ТРДД по самолетным критериям эффективности и по критериям эффективности двигателя дает примерно одинаковый результат, а задача нахождения $\pi_{\text{ворт}}^*$ по критериям эффективности двигателя ($P_{\text{уд max}}$, $C_{\text{уд min}}$) решена аналитически (см. гл. 6). Следовательно, степень повышения давления $\pi_{\text{в}}^*$ можно перевести из оптимизируемых параметров в зависимые. Кроме того, применение высоких температур газа перед турбиной ТРДД хотя и желательно, но обычно ограничивается по условиям прочности. Поэтому температуру $T_{\text{г}}^*$ целесообразно назначать, исходя из закладываемого уровня технического совершенства двигателя.

Проблема выбора и ранжирования критериев оптимизации возникает вследствие того, что комплекс критериев оценки летательного аппарата, по которому в настоящее время судят об эффективности проектируемого ГТД, может состоять из 6...8 и более показателей. Причем различным критериям соответствуют различные значения оптимальных параметров и различные области наивыгоднейших параметров. Поскольку нелегко ответить на вопрос, каким критериям отдать предпочтение — экономическим, например, или энергетическим, то возникает необходимость определения области компромиссных параметров, удовлетворяющих с определенной точностью всему комплексу критериев оценки летательного аппарата.

Проблема выбора режима полета самолета, для которого нужно оптимизировать параметры двигателя, возникает вследствие того, что за полетный цикл (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, посадка и рулежка по аэродрому) в широких пределах изменяются не только высота и скорость полета, но и режимы работы двигателя, а следовательно, и параметры рабочего процесса. Поэтому в общем случае (для многоцелевых самолетов) оптимизировать нужно не только параметры рабочего процесса, но и траекторию полета самолета [39]. В частном случае, для дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов оптимизацию параметров двигателя достаточно выполнять для условий высотного крейсерского режима, так как влияние остальных режимов на эффективность полета незначительно. (При этом необходимость расчета взлетного режима не отпадает, так как он наиболее нагружен, и этим режимом, в частности, определяется масса двигателя). Однако и в этом случае выбор высоты и скорости, характеризующих условия высотного крейсерского режима, требует обоснования, поскольку стремление летать быстрее находится в постоянном противоречии с проблемой экономии топлива.

При анализе результатов расчета и при выборе параметров двигателя возникает еще одна проблема — *обоснование надежности получаемых результатов* [20]. Ее возникновение обусловлено тем, что при подготовке исходных проектных данных задается около тридцати параметров, характеризующих уровень потерь в узлах и элементах двигателя (см. гл. 8), которые имеют неопределенный характер. То же самое относится и к проектным данным, характеризующим совершенство самолета. Кроме того, условия эксплуатации (полетные и погодные условия, загрузка самолета, стоимость топлива и пр.), по существу, носят вероятностный характер. Например, цены на топливо могут измениться даже за время разработки самолета и двигателя. Тем не менее выбранные параметры рабочего процесса должны сохранять свою оптимальность. Полный перебор в процессе расчета всех вариантов возможных сочетаний исходных проектных данных привел бы к недопустимому увеличению объема расчетных работ. Если, например, исходные проектные данные задаются 30-ю величинами, каждая из которых принимает только предельные значения (максимальное и минимальное), то полное число всех вариантов расчета будет равно 2^{30} . Такой объем расчетов по сложным алгоритмам нельзя выполнить в приемлемые сроки даже с применением современных быстродействующих ЭВМ. Поэтому методология оптимизации и выбора параметров двигателя должна содержать обоснование надежности получаемых результатов в условиях неопределенности исходных проектных данных.

Мы коснулись только проблем нулевого уровня проектирования. Однако *основной проблемой современной авиации является непомерно высокая стоимость разработки, производства и эксплуатации самолетов и двигателей*. Например, разработка и изготовление 244 стратегических бомбардировщиков В-1 оценивалась в 23 млрд. дол. [26].

Высокая стоимость авиационной техники и угрожающие темпы ее роста объясняются тремя основными причинами:

- постоянно возрастающей сложностью летательных аппаратов и двигателей;
- раздельной разработкой двигателя и летательного аппарата;
- неправильной стратегией финансирования.

Постоянное усложнение техники — это объективная закономерность ее развития. Вторая и третья причины связаны с неправильной организацией работ, что должно поддаваться определенному корректированию.

Раздельная разработка двигателя и самолета обычно приводит к рассогласованию их характеристик, так как в процессе проектирования (на 1-м и 2-м уровнях) и доводки появляются отклонения от первоначально принятых данных как по двигателю, так и по самолету и, как правило, не в лучшую

сторону. В результате самолет может оказаться перетяжеленным, а тяга — недостаточной. Во многих случаях это рассогласование обнаруживается на последних стадиях доводки двигателя, т. е. при испытаниях на самолете, и даже в эксплуатации, именно поэтому оно приводит к большим дополнительным затратам, так как возникает необходимость перепроектирования двигателя, по существу, вторичной его доводки и замены на всех самолетах в эксплуатации. Например, в результате перетяжеления самолета F-14 возникла необходимость существенного увеличения тяги двигателя TF-30, что потребовало разработки нового двигателя. Стоимость переоснащения парка самолетов F-14 новыми двигателями оценивалась в 1...3 млрд. дол. [27].

Чтобы не допустить рассогласования характеристик, проектирование двигателя на первом и втором уровнях и его доводку нужно выполнять в системе самолета, т. е. по самолетным критериям эффективности (как и выбор параметров на нулевом уровне). Такая необходимость обусловлена тем, что многие варианты конструкции узлов и деталей, а также многие конструктивные изменения, которые приходится вносить в двигатель в процессе доводки, оказывают противоположное влияние на выходные данные двигателя: на удельный расход топлива и удельную массу, а также на его ресурс и массу. Например, двухступенчатая турбина ВД двухвального ТРДД (с высоким $\pi_{квд}$) по сравнению с одноступенчатой, обеспечивает более высокий к. п. д. (меньший удельный расход топлива), но имеет большую массу. Аналогичное влияние на удельный расход топлива и удельную массу оказывают рабочие лопатки турбины с бандажом, по сравнению с безбандажными лопатками.

В процессе доводки двигателя часто выясняется, что заданный к. п. д. какого-либо узла не обеспечивается и предлагаются мероприятия для его повышения, которые сопровождаются увеличением массы двигателя. Большое число мероприятий на этапе доводки внедряется с целью увеличения ресурса двигателя. Многие из них сопровождаются увеличением его массы. Возникает противоречие между ресурсом и массой.

Противоречие между удельным расходом топлива и удельной массой (а также между ресурсом и массой) может быть правильно разрешено только при совместном исследовании детали (лопатки), узла (турбины), двигателя и самолета как единой системы, т. е. при проектировании двигателя в системе самолета — по самолетным критериям эффективности.

Неправильная стратегия финансирования характеризуется тем, что мало средств выделяется на этапе разработки изделий, это приводит к последующему их перерасходу на этапах

производства и эксплуатации и к увеличению стоимости жизненного цикла в целом. (Анализом структуры затрат, проделанным фирмой «Дженерал электрик» [40], установлено, например, что около 65% от стоимости жизненного цикла двигателей *I79*, *TF39* и *T58* составляют эксплуатационные расходы; затраты на производство примерно равны 28%, а на разработку — в среднем 7%). Такая стратегия — причина неправильной организации работ по созданию двигателя и самолета, которая заключается в том, что к их разработке приступают одновременно, хотя на создание планера требуется 4...6 лет, а на создание перспективного двигателя для истребителя 12...14 лет [23].

Так, в 60-е годы в США двигатель закладывался одновременно с самолетом. Вследствие этого значительная часть доводки двигателя выполнялась на этапе эксплуатации, что сопровождалось крупными дефектами и переделками. Например, в 1976 г. было потеряно два самолета *F-111* из-за прогара корпуса камеры сгорания, что привело к необходимости замены корпусов на 2500 двигателях *TF30*. На самолете *F-14A* наблюдалось пробивание корпуса этого двигателя из-за поломки лопаток вентилятора. Была разработана новая модификация, стоимость переделок по каждому двигателю оценивалась в 800 тыс. дол. Такая организация работ привела к тому, что в конце 70-х годов 8 основных серийных двигателей для военной авиации проходили доводку, на которую к 1979 г. было израсходовано 676 млн. дол., а на следующие 5 лет планировалось израсходовать еще 1200 млн. дол. [23].

Стратегия финансирования тесно связана с идеологией закладки двигателя. Упомянутые «оптимистический» и «осторожный» подходы являются, по существу, следствием недостаточной технической проработки вопроса из-за отсутствия технического задела.

Для правильной разработки идеологии закладки двигателя и сведения к минимуму конструкторского риска нужны специальные организационные и технические меры, необходим «новый подход к разработке двигателей» [41]. В конце 70-х годов в США была предложена новая этапно-временная методология создания двигателей военного назначения [23, 42]. Суть этой методологии в том, что полный цикл разработки двигателя имеет три основные стадии:

— исследовательские разработки, в процессе которых проверяются новые технические решения;

— перспективные разработки, в процессе которых создаются и экспериментально проверяются наиболее сложные узлы (к ним относится в первую очередь газогенератор) и демонстрационные двигатели, в том числе прототипы;

— инженерная разработка конструкций, в процессе которой создаются и доводятся опытные полноразмерные образцы.

Таким образом, основная особенность новой методологии

состоит в том, что стадии инженерной разработки конструкции и доводки опытных образцов, которая продолжается около пяти лет, предшествуют еще две стадии, продолжительность каждой из которых также составляет примерно 5 лет. На этих стадиях создается научно-технический задел, оценивается степень конструкторского и финансового риска и исследуется влияние характеристик на стоимость жизненного цикла с целью достижения оптимального соотношения между затратами на разработку, производство и эксплуатацию.

При новой методологии изменяется стратегия финансирования: предполагается 36% средств от стоимости жизненного цикла затрачивать на этапе разработки, 30% — на этапе производства и только 34% — на этапе эксплуатации. Большие затраты на этапе разработки обеспечивают минимальную стоимость жизненного цикла, так как в эксплуатацию поступает двигатель, все выходные параметры которого (характеристики, ресурс, стоимость) достигают требуемых значений.

Как показано, для обоснованного выбора параметров двигателя необходимо решить несколько проблем и провести огромный объем расчетов по достаточно сложным алгоритмам. Эта задача не может быть правильно решена в рамках традиционного проектирования двигателя без САПР-Д. На первом и втором уровнях задача проектирования сильно разрастается вширь — возникает множество вариантов, которые необходимо исследовать в системе самолета. Решение этой задачи также невозможно без САПР-Д.

На этапе доводки двигателя вводится и экспериментально проверяется большое число конструктивных изменений. По результатам этих испытаний математические модели узлов и двигателя уточняются и согласуются с математической моделью самолета. Постоянная многократная идентификация и согласование таких сложных математических моделей возможны только при применении САПР-Д.

САПР необходим также на этапах производства и эксплуатации для хранения и переработки информации о двигателе и принятия правильных решений.

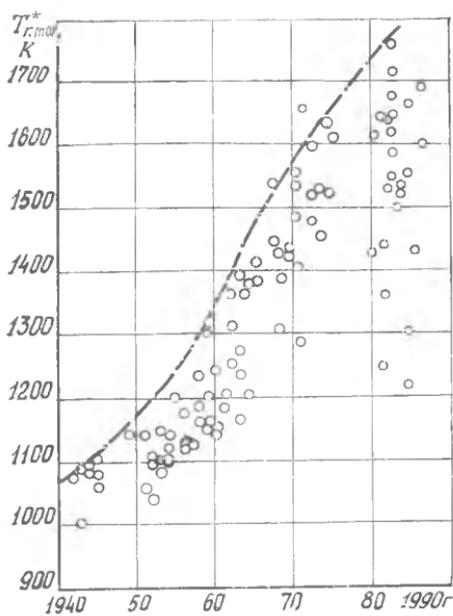
В соответствии с рассмотренной методологией создания двигателя уже на стадии исследовательских разработок должна создаваться математическая модель жизненного цикла (в рамках САПР-Д) для исследования влияния новых технических решений, и соответственно новых характеристик двигателя, на затраты в производстве и эксплуатации, а следовательно, на стоимость жизненного цикла.

Таким образом человеко-машинная система САПР обеспечивает сбор, хранение, переработку, анализ и вывод цифровой, графической и текстовой информации, необходимой для принятия оптимальных решений на всех стадиях жизненного цикла изделия [34].

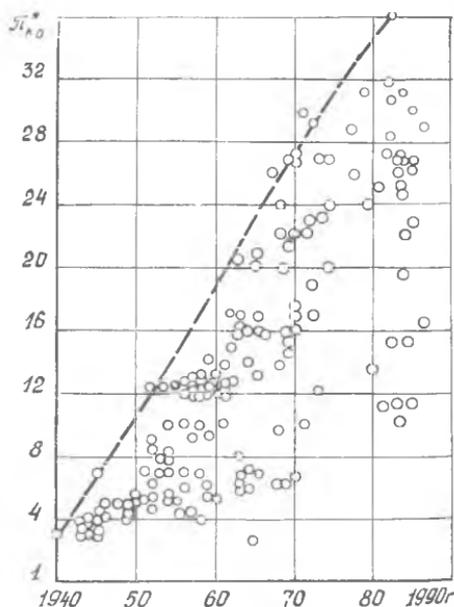
§ 10.5. Тенденции развития авиационных двигателей по параметрам рабочего процесса, удельным параметрам и основным данным

Рассматриваемые тенденции развития ГТД иллюстрируются графиками (рис. 10.12...10.16), полученными и проанализированными в работах [7, 31]. (Параметры рабочего процесса, удельные параметры и тяга на указанных графиках отнесены к году первого полета самолета с рассматриваемым двигателем.)

В гл. 7 показано, что на эффективность газотурбинных двигателей определяющее влияние оказывают параметры рабочего процесса, что и обусловило их постоянное увеличение. Из рис. 10.12 следует, что за 45 лет развития авиационных газотурбинных двигателей максимальная температура газа перед турбиной увеличилась на 700...800 К, а суммарная степень повышения давления в компрессоре — примерно в 10 раз. Причем, первые два десятилетия развития ГТД температура $T_{г\max}^*$ увеличивалась на ~ 10 К в год, а после 1960 г., с внедрением



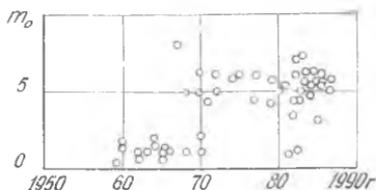
а



б

Рис. 10.12. Изменение $T_{г\max}^*$ (а) и $\pi_{к0}^*$ (б), характеризующих взлетный режим различных ГТД, по годам

Рис. 10.13. Изменение степени двухконтурности m_0 ТРДД по годам



охлаждаемых турбин, темп увеличения температуры более чем удвоился и составляет в среднем 20...25 К. Возможности увеличения $T_{г\max}^*$ и $\pi_{к_0}^*$ обеспечиваются серьезными работами в области материаловедения и технологии изготовления лопаток турбины, в области газовой динамики и теории теплообмена, а также в более узких областях развития науки и техники. Следует подчеркнуть, что темп увеличения температуры газа определяется научно-техническими возможностями авиадвигателестроительных фирм и определяет темп развития других параметров двигателя [31].

К середине 80-х годов максимальная температура газа перед турбиной достигла 1700...1800 К, а суммарная степень повышения давления в компрессоре — 30...35. Величины $T_{г\max}^*$ и $\pi_{к_0}^*$ имеют тенденцию к дальнейшему повышению.

Возросла и степень двухконтурности ТРДД (рис. 10.13). В шестидесятые годы она увеличилась от 0,3...2 на первых ТРДД до 4...8 и затем стабилизировалась в основном на уровне 4...6 на двигателях, предназначенных для магистральных самолетов. С дальнейшим увеличением параметров цикла следует ожидать и повышения степени двухконтурности. Особенно существенное повышение величины m_0 специалисты предсказывают на двигателях, создаваемых для самолетов местных воздушных линий, которые эксплуатируются на пониженных (по сравнению с магистральными самолетами) скоростях полета.

Рассмотренные тенденции изменения параметров рабочего процесса обусловлены необходимостью повышения эффективности эксплуатации самолетов, а следовательно необходимостью улучшения удельных параметров, и, прежде всего, снижения удельного расхода топлива. Как видно из рис. 10.14, а, за 45 лет удельный расход топлива турбореактивных двигателей на взлетном режиме в САУ ($H=0$, $M_n=0$) снизился от 1,2...1,4 до $\sim 0,35$ кг/даН·ч, т. е. примерно в 4 раза. На современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности таким величинам $S_{уд_0}$ соответствует удельный расход 0,58...0,62 кг/даН·ч в условиях высотного длительного крейсерского полета ($H=11$ км, $M_n=0,8$). Предполагается дальнейшее снижение удельных расходов в этих условиях до уровня 0,56...0,5 кг/даН ч.

Удельная тяга ТРД, ТРДФ и ТРДДФ увеличилась за рассматриваемый период от 400 до 1100 Н·с/кг в результате уве-

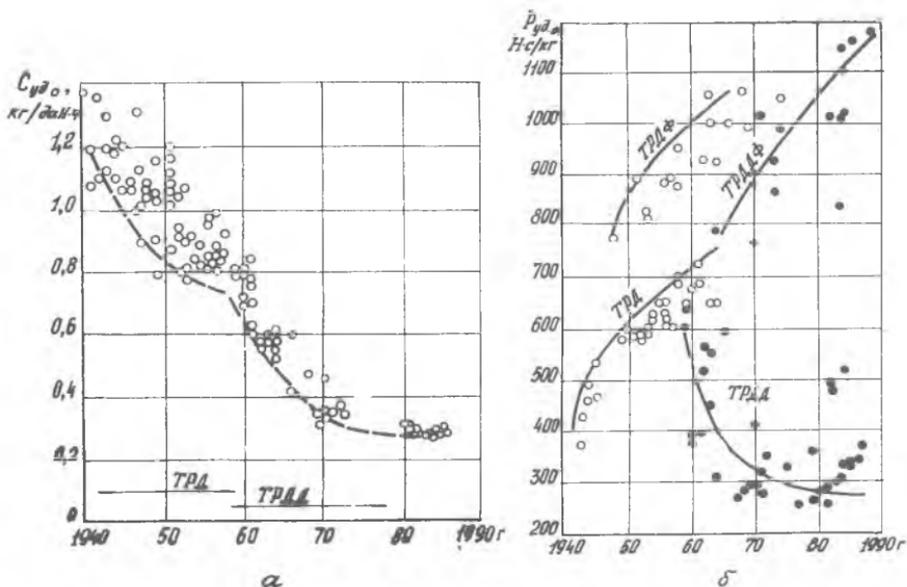


Рис. 10.14. Развитие турбореактивных двигателей по $C_{уд}$ (а) и $P_{уд}$ (б), характеризующих взлетный режим в САУ

личения $T_{гмах}^*$ и $\pi_{к0}^*$, а удельная тяга ТРДД снизилась от 600 до 250...350 Н·с/кг вследствие одновременного увеличения степени двухконтурности (рис. 10.14, б).

Удельный вес (рис. 10.15) снизился в 6...7 раз: от $\sim 0,8$ до $\sim 0,15$ на турбореактивных двигателях без форсажных камер и до $\sim 0,12$ на двигателях с форсажными камерами.

По предлагаемым графикам легко проследить, что в последнее десятилетие темп улучшения основных удельных параметров заметно снизился. Это объясняется тем, что по удельному расходу топлива двигатели близки к своим предельным возможностям (так называемому «термодинамическому насыщению»). Хотя предельные возможности двигателей по удельному весу не определены, однако очевидно, что первоначальные резервы конструкции, технологии и материалов исчерпаны. Поэтому дальнейший прогресс будет связан со значительными трудностями [31].

На рис. 10.16 показана взлетная тяга авиационных турбореактивных двигателей. С течением времени, как видно, сохраняется спрос на двигатели как малой, так и большой тяги. Характерно увеличение по годам максимальной тяги, развиваемой в одном двигателе. Эта тенденция, обусловленная ростом взлетной массы самолетов и стремлением не увеличивать количество двигателей на самолете больше четырех, по-видимому, сохранится и в дальнейшем.

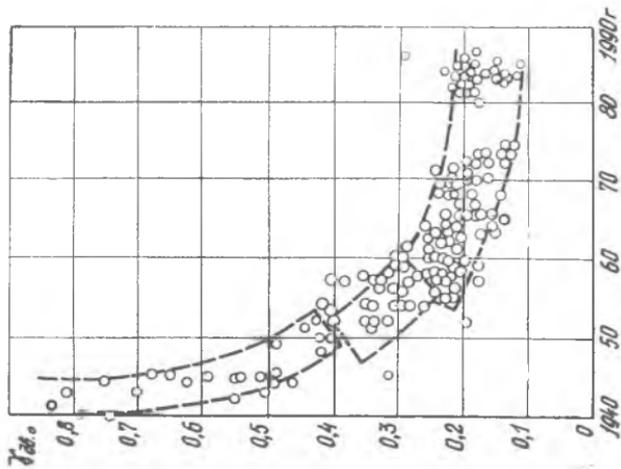


Рис. 10.15. Развитие турбореактивных двигателей по удельному весу

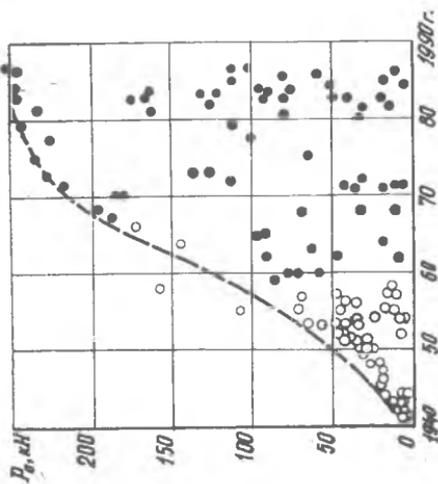


Рис. 10.16. Изменение взлетной тяги турбореактивных двигателей по годам

Подчеркнем в заключение, что максимальные значения тяги, наиболее высокие параметры рабочего процесса и удельные параметры реализованы в двухконтурных двухвальных и трехвальных двигателях, которые, как отмечалось, получили наиболее широкое распространение и определяют качественно новый этап развития авиационных силовых установок [31].

Выводы по теме: «Выбор параметров ГТД»

1. Самолет является сложной системой, его эффективность и качество оцениваются по комплексу критериев (летно-технических, критериев массы, энергетических и экономических). Обоснованно судить об оптимальности параметров двигателя можно только по критериям эффективности самолета, так как двигатель является его составной частью. Поэтому оптимизировать параметры двигателя (T_r^* , $\pi_{к\sigma}^*$, t , π_B^*) в процессе проектирования нужно не по критериям эффективности двигателя (η_0 , $C_{уд}$), а по самолетным критериям.

2. Суммарная масса топлива и силовой установки $M_{т+с.у}$ составляет примерно 50% от взлетной массы самолета, поэтому эффективность двигателя оказывает решающее влияние на эффективность самолета в целом. Через суммарную удельную массу топлива и двигателя γ_{Σ} , которая определяется удельным расходом топлива, временем полета и удельной массой двигателя, выражаются все другие критерии эффективности самолета. Поэтому оптимизация параметров двигателя связана с минимизацией функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\sigma}^*, t, T_r^*, \pi_B^*)$.

3. Удельный вес двигателя, т. е. отношение силы его тяжести к взлетной тяге в САУ при $H=0$, $M_H=0$, является интегральным параметром, характеризующим как термодинамическое, так и конструктивное совершенство двигателя. Он зависит от большого количества факторов, в том числе от параметров рабочего процесса: с увеличением T_r^* — снижается, с увеличением $\pi_{к\sigma}^*$ — повышается, а по степени двухконтурности имеет минимум. Наиболее значительно удельный вес зависит от конструктивного совершенства и уровня развития двигателей, поэтому он непрерывно снижается по годам. За 45 лет развития авиационных двигателей удельный вес двигателя снизился более чем в 7 раз: от $\sim 0,8$ до $\sim 0,12$.

4. Суммарная удельная масса топлива и двигателя γ_{Σ} по любому параметру рабочего процесса ($\pi_{к\sigma}^*$, t , T_r^*) имеет относительный минимум, а вблизи минимума протекает весьма полого. Минимуму функции двух переменных $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\sigma}^*, t)$ при их независимом изменении и $T_r^* = \text{const}$ практически соответствует целая область наивыгоднейших сочетаний $\pi_{к\sigma}^*$ и t , которые отличаются от их оптимальных значений на 20...30%.

5. Область наивыгоднейших параметров $\pi_{к\Omega}^*$ и t зависит от критериев оптимизации (a , γ_{Σ} , $C_{т.км}$), температуры $T_{г}$ и времени (дальности) полета самолета. С переходом от экономических критериев к критериям оптимизации по массе, а от них — к энергетическим критериям, а также с увеличением $T_{г}$ и $t_{п}(L_{п})$, оптимальные параметры возрастают. Соответственно изменяются области наивыгоднейших параметров. Наиболее высокие оптимальные параметры $\pi_{к}^{*opt c}$ и $t_{opt c}$, соответствующие условию обеспечения $C_{т.км min}$, меньше экономических параметров $\pi_{к-ЭК}^*$, $t_{ЭК}$, соответствующих условию $C_{уд min}$.

6. Выбор параметров двигателя на нулевом уровне проектирования включает: разработку идеологии закладки двигателя, завязку его с самолетом; определение областей наивыгоднейших параметров по каждому критерию эффективности самолета и соответствующей области компромиссов, выбор в этой области 2...3 вариантов двигателя с учетом ограничений по шуму и токсичности выхлопа, их уточненный проектный термодинамический расчет и определение основных размеров проточной части; составление описания (прототипа) двигателя и выдачу технического задания на проектирование узлов.

7. В процессе разработки двигателя возникает много сложных проблем, в том числе проблемы разработки идеологии закладки двигателя и проектирования его в системе самолета на нулевом, первом и втором уровнях. Однако основной проблемой современной авиации является непомерно высокая стоимость жизненного цикла самолетов и двигателей, которая обусловлена их сложностью, раздельным проектированием и доводкой, неправильной стратегией финансирования и организации работ на этапе разработки. Для правильного решения многих проблем разработки двигателя и снижения стоимости его жизненного цикла необходимо создание САПР-Д, внедрение новой методологии разработки и соответственно новой стратегии финансирования, которые ориентированы на сдачу в эксплуатацию полностью доведенного по характеристикам, ресурсу и стоимости двигателя.

8. Повышение параметров рабочего процесса, улучшение удельных параметров и увеличение тяги — основные тенденции авиационного двигателестроения. С начала 40-х годов температура $T_{гmax}^*$ возросла от 1000 до 1600...1800 К, величина $\pi_{к0}^*$ — от 3...4 до 30...35, степень двухконтурности увеличилась (с начала 60-х годов) от 0,3...1 до 6...8. Удельный расход топлива снизился примерно в четыре раза, достигнув величин $C_{уд0} \approx 0,3$ кг/даН ч, $C_{уд-кр} \approx 0,6$ кг/даН ч. Абсолютная тяга увеличилась в несколько десятков раз, достигнув на взлетном режиме (25...30) тыс. даН.

Контрольные вопросы

1. По каким критериям должны выбираться параметры ГТД и почему? На какие группы делятся эти критерии? Охарактеризуйте их.

2. Перечислите летно-технические критерии оптимизации параметров ГТД и критерии оптимизации по массе, охарактеризуйте их.

3. Запишите и проанализируйте уравнение весового баланса самолета. Что представляет собой суммарная удельная масса топлива и двигателя, от каких факторов она зависит?

4. Перечислите энергетические и экономические критерии оптимизации параметров ГТД, охарактеризуйте их.

5. Из чего складывается стоимость жизненного цикла двигателя? Как ее рассчитать? Как определить себестоимость перевозки 1 т. км груза, а также приведенные затраты и приведенные затраты с учетом стоимости опытно-конструкторских работ?

6. Что представляют собой удельная масса конструкции двигателя, удельная масса и удельный вес двигателя, от каких основных факторов они зависят? Как изменяется $\mu_{дв}$ по годам?

7. Как удельная масса конструкции и удельный вес двигателя зависят от параметров рабочего процесса $\pi_{к\gamma}^*$ и $T_{г}^*$, и почему?

8. Как удельная масса конструкции и удельный вес двигателя зависят от степени двухконтурности m и от размерности (G_a) двигателя, и почему?

9. Проанализируйте зависимость суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} от $\pi_{к\gamma}^*$ при $m = \text{const}$ и $T_{г}^* = \text{const}$. Что представляют собой $\pi_{к\text{опт}\gamma}^*$ и $\Delta\pi_{кНВ}^*$, от каких факторов они зависят?

10. Какова основная особенность функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\gamma}^*, m)$ при $T_{г}^* = \text{const}$, почему она имеет важное значение?

11. Как и почему оптимальные параметры ГТД (и соответственно области наивыгоднейших параметров) зависят от критериев эффективности самолета?

12. Как и почему оптимальные параметры ГТД (и соответственно области наивыгоднейших параметров) зависят от температуры газа перед турбиной и дальности полета?

13. Перечислите и кратко охарактеризуйте этапы разработки (создания) двигателя.

14. Что представляет собой завязка самолета и двигателя? Изложите последовательность завязки дозвукового транспортного самолета и двигателя при заданных коммерческой нагрузке и дальности полета.

15. Изложите методологию выбора параметров двигателя, предназначенного для дозвукового транспортного самолета, на нулевом уровне проектирования.

16. Какие проблемы возникают на нулевом уровне проектирования и каковы пути их решения?

17. Основная проблема современной авиации. Чем она вызвана и каковы пути ее решения?

18. В чем суть новой методологии создания двигателя и новой стратегии финансирования?

19. Почему необходима система автоматизированного проектирования (САПР—Д)?

20. Каковы тенденции развития авиационных двигателей по параметрам рабочего процесса и чем они объясняются? Как изменились $T_{г\text{max}}^*$, $\pi_{к0}^*$ и m_0 за 45 лет развития ГТД?

21. Каковы тенденции развития авиационных двигателей по удельным параметрам и тяге и чем они объясняются? Как изменились $C_{уд0}$, $P_{уд0}$, $\gamma_{дв0}$ и P_0 за 45 лет развития ГТД?

22. Сформулируйте основные выводы по теме «Выбор параметров авиационных ГТД».

Библиографический список

1. *Абрамович Г. Н.* Прикладная газовая динамика. 4-е изд., переработанное. М.: Наука, 1976. 888 с.
2. Временная методика сравнительной экономической оценки транспортных самолетов (МЭО-82). Под редакцией к. т. н. Е. Г. Пинаева. М.: ГОСНИИГА, 1982. 188 с.
3. *Голубев В. А.* Теория и расчет двухконтурных ТРД. М.: МАИ, 1983. 82 с.
4. *Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К.* Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
5. *Ильичев Я. Т.* Термогазодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. — Науч. тр. ЦИАМ, 1975, № 677, 126 с.
6. *Иноземцев Н. В.* Авиационные газотурбинные двигатели. Теория и рабочий процесс. М.: Оборонгиз, 1955. 352 с.
7. Иностранные авиационные и ракетные двигатели (по данным иностранной печати). М.: ЦИАМ, 1967 (544 с.), 1971 (698 с.), 1975 (281 с.), 1978 (323 с.), 1981 (298 с.), 1984 (320 с.).
8. *Клячкин А. Л.* Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 512 с.
9. *Кныш Ю. А.* Методы снижения токсичности выхлопа воздушно-реактивных двигателей. Куйбышев: КуАИ, 1979. 78 с.
10. *Колодочкин В. П.* Воздушно-реактивные двигатели сверхзвуковых многорежимных самолетов. М.: Машиностроение, 1975. 132 с.
11. *Кузьмичев В. С., Трофимов А. А.* Проектный расчет основных параметров турбокомпрессора авиационного ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1984. 64 с.
12. *Кулагин И. И.* Теория газотурбинных реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 512 с.
13. *Кулагин В. В.* Основные закономерности рабочего процесса авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1975. 115 с.
14. *Курзистер Р. И.* Реактивные двигатели больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 212 с.
15. *Литвинов Ю. А., Боровик В. О.* Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 288 с.
16. *Лукачев В. П., Данильченко В. П., Резник В. Е.* Выбор параметров и инженерные основы проектирования систем охлаждения элементов турбин авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1983. 120 с.
17. *Мамаев Б. И., Мусаткин Н. Ф., Аронов Б. М.* Газодинамическое проектирование осевых турбин авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1984. 70 с.
18. *Масленников М. М., Шальман Ю. И.* Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 576 с.
19. *Маслов В. Г., Кузьмичев В. С., Григорьев В. А.* Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1984. 176 с.
20. *Маслов В. Г.* Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1981. 124 с.
21. *Нечаев Ю. Н., Смоляков Б. И.* Сборник задач по теории двигателей М: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1973. 96 с. Ч. II.
22. *Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М.* Теория авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 334 с. Ч. II.
23. *Пономарев Б. А.* Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Изд-во мин. обороны СССР, 1982. 240 с.
24. Проектный расчет камеры сгорания авиационного ГТД. *Резник В. Е., Данильченко В. П., Болотин Н. Б., Ковылов Ю. Л., Лукачев С. В.* Куйбышев: КуАИ, 1982, 84 с.
25. Развитие авиационной науки и техники в СССР. М.: Наука, 1980. 496 с.
26. *Румянцев С. В.* Современный подход к автоматизированному проек-

тированию двигателя в системе летательного аппарата. Тематический сборник научных трудов. М.: МАИ, 1979, с. 3...16. Вып. 46.

27. *Сгилевский В. А.* Машинное проектирование двигательных установок на этапах предварительной разработки. В кн.: *Авиастроение. Т. 4. Итоги науки и техники. ВИНТИ*, 1977, с. 10...99.

28. *Стенькин Е. Д., Юрин А. В.* Выбор основных параметров и газодинамический расчет осевого многоступенчатого компрессора авиационных газотурбинных двигателей. Куйбышев: КуАИ. 1984. 88 с.

29. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под ред. *С. М. Шляхтенко*. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.

30. Теория реактивных двигателей (рабочий процесс и характеристики). Под ред. *Б. С. Стечкина*. М.: Оборонгиз, 1958. 534 с.

31. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. *С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова*. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.

32. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок. *Дорофеев В. М., Маслов В. Г., Первышин Н. В.* и др. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.

33. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД. *Ахметзянов А. М., Алаторцев В. П., Аксельрод С. Е., Дружинин Л. Н., Сахabetдинов М. А.* Уфа. Авиационный институт, 1982. 256 с.

34. *Тунаков А. П.* Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 184 с.

35. *Филиппова Л. Д.* Высшая школа США. М.: Наука, 1981, 328 с.

36. *Холцевников К. В.* Некоторые вопросы теории и расчета ТРД. М.: Оборонгиз, 1960.

37. *Черкез А. Я.* Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1965. 356 с.

38. Экономика воздушного транспорта. *Громов И. Н., Мухордых Е. В., Овруцкий Е. А.* и др. М.: Транспорт, 1971. 248 с.

39. *Югов О. К., Селиванов О. Д.* Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.

40. Kayton M. Design — to — cost for dewelopment contracts. — AIAA Paper, 1976, N 76—663. 4 p.

41. Panella R. F. Engine life cycle cost — a laboratory view. — AIAA Paper, 1975, N 75—1287. 3 p.

42. Price J. L., Gershon I. J., McKenny L. D., Miice C. E. Time — phased development methodology — the key for reliable engines in future military aircraft weapons system — An Asme Publication, 1978, N 78—GT—167. 7 p.

43. Авиационные газотурбинные вспомогательные силовые установки *Поляков А. М., Шальман Ю. И., Кричакин В. И., Федоров Е. П., Лужин А. А.* и др. М.: Машиностроение, 1978. — 200 с.

Приложение 1

Организация учебного процесса

Изложенные в предлагаемом учебном пособии части курса теории ВРД изучаются студентами КуАИ в 7-м семестре на лекциях, практических занятиях, а также путем самостоятельных проработок и решения задач. Освоение темы (или нескольких тем) заканчивается контрольной работой, по результатам которой предварительно оценивается качество усвоения теории и умение применять знания для решения задач. Перечень вопросов и задач, которые выносятся на контрольную работу, приведен в учебном пособии в конце каждой темы (главы).

За первые тринадцать недель семестра изучение и освоение определенных разделов теории двигателей завершается курсовой работой «Основные закономерности рабочего процесса и проектный термогазодинамический расчет ГТД». Работа состоит из пяти параграфов (см. приложение 2) и подлежит защите после предварительной проверки ее консультантом.

Контрольные сроки выполнения работ приведены в таблице:

Недели	Контрольные работы	Недели	Разделы курсовой работы
2	Контр. раб. № 1 (по гл. I)	3	§ 1 (гл. I), [29, 22, 8]
4	Контр. раб. № 2 (по гл. 2, 3 и 4); [8, 22, 29]—учебники; [9, 24]—уч. пособия	5	§ 2 (периодическая литература, справочники)
6	Контр. раб. № 3 (по гл. 8 и 5)	7	§ 3 (гл. 8), [29]
8	Контр. раб. № 4 (по гл. 6)	9	§ 4 (гл. 5, 6, 7)
10	Контр. раб. № 5 (по гл. 7)	11	§ 5 (гл. 10), [29, 31]
		12	Сдача курсовой работы
		13	Защита курсовой работы

Приложение 2

Основные закономерности рабочего процесса и проектный термогазодинамический расчет ГТД (Краткое содержание курсовой работы*)

Предлагаемая курсовая работа проводится в 7-ом семестре и является начальным этапом курсового проектирования двигателя, рассчитанного на три семестра. Результаты проектного термогазодинамического расчета являются основой курсовых работ по теории ВРД («Совместная работа узлов и характеристики ГТД») и по теории и расчету лопаточных машин («Проек-

* Курсовая работа разработана совместно с С. К. Бочкаревым и В. С. Кузьмичевым.

тирование компрессора или турбины»), выполняемых в 8-м семестре. А в 9-ом семестре на основании результатов перечисленных работ выполняется курсовой проект на кафедре КИПДЛА.

Курсовая работа состоит из пяти разделов (параграфов).

В § 1 «Принцип действия и основные особенности ГТД данного типа» материал излагается примерно в таком же плане, как в учебниках [29, 22, 8], в лекциях и в учебном пособии по теме «Принцип действия, схемы и удельные параметры газотурбинных двигателей» (гл. 1).

В § 2 «Развитие газотурбинных двигателей семейства заданного двигателя-прототипа» необходимо привести и проанализировать основные данные и термогазодинамические параметры двигателя-прототипа для условий взлета и полета. Рекомендуется изобразить схему этого двигателя и описать ее, а также привести краткие сведения о летательном аппарате, на котором эксплуатируется прототип или его модификация. Главная цель этого раздела заключается в том, чтобы студент проследил и описал тенденции развития двигателей заданного семейства за последние 10...15 лет. § 2 — это реферат, который составляется на основании периодической литературы и справочников по авиационным двигателям.

В § 3 «Поверочный термогазодинамический расчет двигателя-прототипа» оцениваются, прежде всего, предварительные величины КПД и коэффициентов потерь, а также недостающие параметры рабочего процесса, которые в основном принимаются по прототипу. Далее студент самостоятельно разрабатывает методику термогазодинамического расчета двигателя заданного типа и схемы на основании методики расчета простейшего одновального ТРД и общих соображений, изложенных в гл. 8.

Поверочный термогазодинамический расчет выполняется в три этапа.

На первом этапе по разработанной методике и принятым параметрам рабочего процесса, КПД узлов и коэффициентам потерь расчет выполняется без использования ЭВМ (вручную).

На втором этапе по тем же исходным данным с помощью учебно-исследовательской системы автоматизированного проектирования ГТД (УИ САПР ГТД) выполняются два варианта расчета: контрольный расчет по адаптированной методике и уточненный расчет по инженерной методике. Одновременно рассчитываются коэффициенты влияния КПД узлов и коэффициентов потерь на удельные параметры двигателя. Результаты контрольного и «ручного» расчета сравниваются с целью выявления и устранения ошибок. По результатам инженерного расчета определяются отклонения полученных значений тяги и удельного расхода топлива от их заданных значений: δP и $\delta C_{уд}$.

На третьем этапе с помощью УИ САПР ГТД в режиме диалога осуществляется подбор КПД и коэффициентов потерь (а в некоторых случаях — и величин $T_{г}^*$ и $\pi_{ВП}^*$), обеспечивающих заданные значения P и $C_{уд}$ с точностью до 2%. С этой целью на основании анализа полученных во втором варианте результатов «инженерного» расчета, с помощью метода малых отклонений (гл. 8) и рассчитанных коэффициентов влияния предварительно намечают несколько вариантов корректировки выбранных ранее величин КПД и коэффициентов потерь.

Результаты расчетов, выполненных на трех этапах, сводятся в таблицу, анализируются и обосновываются.

В § 4 «Основные закономерности рабочего процесса ГТД» на основании поверочного расчета с помощью УИ САПР ГТД в диалоговом режиме исследуется влияние какого-либо параметра рабочего процесса ($T_{г}^*$, $\pi_{КС}^*$, m или $\pi_{ВП}^*$) при изменении его в широких пределах. Полученные результаты сводятся в таблицу, представляются в графическом виде и подробно анализируются. Кроме того, в этой части курсовой работы на основании материала, изложенного в гл. 5, 6 и 7, кратко описываются закономерности влияния других параметров рабочего процесса на удельную тягу и удельный расход топлива. При этом особо отмечается основная закономерность изме-

нения $P_{уд}$ и $C_{уд}$, соответствующая современным параметрам рабочего процесса, и общий случай изменения удельных параметров.

В § 5 «Проектный термогазодинамический расчет двигателя» на основании полученных в § 3 и 4 результатов, с учетом тенденций развития авиационных двигателей (§ 10.5, гл. 10) и лучших мировых образцов, выбираются параметры рабочего процесса окончательного варианта проектируемого двигателя и выполняется его расчет в САУ на взлетном режиме при $H=0$, $M_D=0$. Результаты проектного расчета, выполненного на ЭВМ, заносятся в сводную таблицу и обобщаются. По ним формируют исходные данные для последующих курсовых работ.

Подчеркнем, что анализ результатов расчетов, выполненных в § 3, 4 и 5, и обоснование принятых решений являются главным содержанием курсовой работы и должны быть изложены подробно.

Чтобы успешно защитить курсовую работу, студент должен хорошо ориентироваться в материале глав 5, 6, 7 и 8, а если рассчитывается двигатель с форсажной камерой, то и в гл. 9. Ориентировочный объем работы — 15... 20 стр. Требования к выполнению курсовой работы более подробно изложены в методических указаниях.

Приложение 3

Таблица стандартной атмосферы
(ГОСТ 4401—81)

$H, \text{км}$	$T_{п}, \text{К}$	$p_{п}, \text{Па}$	$\rho, \text{кг/м}^3$	$a, \text{м/с}$
0	288,15	101325	1,2250	340,29
1	281,65	89876	1,1117	336,43
2	275,15	79501	1,0066	332,53
3	268,66	70121	0,9093	328,58
4	262,17	61660	0,8193	324,60
5	255,68	54048	0,7364	320,54
6	249,19	47218	0,6601	316,45
7	242,70	41105	0,5900	312,31
8	236,22	35652	0,5258	308,10
9	229,73	30801	0,4671	303,85
10	223,25	26500	0,4135	299,53
11	216,77	22700	0,3648	295,15
12	216,65	19399	0,3119	295,07
13	216,65	16580	0,2666	295,07
14	216,65	14170	0,2279	295,07
15	216,65	12112	0,1948	295,07
16	216,65	10353	0,1665	295,07
18	216,65	7565	0,1217	295,07
20	216,65	5529	0,0889	295,07
22	218,57	4048	0,0645	296,38
24	220,56	2972	0,0469	297,72
25	221,55	2549	0,04008	298,39
30	226,51	1197	0,01841	301,71
35	236,51	574,6	0,00846	308,30
40	250,35	287,1	0,00400	317,19
45	264,16	149,1	0,00197	325,82

50	270,65	79,78	$1,027 \cdot 10^{-3}$	329,80
60	247,02	21,96	$3,097 \cdot 10^{-4}$	315,07
70	219,59	5,221	$8,283 \cdot 10^{-5}$	297,06
80	198,64	1,053	$1,846 \cdot 10^{-5}$	282,54
90	186,65	0,183	$3,418 \cdot 10^{-6}$	
100	196,60	$3,186 \cdot 10^{-2}$	$5,549 \cdot 10^{-7}$	
200	854,4	$8,530 \cdot 10^{-5}$	$2,519 \cdot 10^{-10}$	
300	970,4	$8,717 \cdot 10^{-6}$	$1,916 \cdot 10^{-11}$	
400	995,9	$1,453 \cdot 10^{-6}$	$2,794 \cdot 10^{-12}$	
500	997,9	$3,016 \cdot 10^{-7}$	$5,207 \cdot 10^{-13}$	

Приложение 5

Ответы к решению задач

Глава 1

1. $T_{\text{вх}}^* = 244 \text{ К}$. 2. $T_{\text{вх}} = 268 \text{ К}$. 3. $L_{\text{к}} = 514 \text{ кДж/кг}$. 4. $T_{\text{т}}^* = 910 \text{ К}$.
5. $c_{\text{с}} = 546 \text{ м/с}$.

Глава 2

1. $\pi_{\text{V}} = 28,1$; $\pi_{\text{V действ}} = 19,7$. 2. $T_{\text{вх}}^* = 315 \text{ К}$; $p_{\text{вх}}^* = 142 \text{ кПа}$. 3. $T_{\text{вх}} = 269 \text{ К}$;
 $p_{\text{вх}} = 79,1 \text{ кПа}$. 4. $V_{\text{п}} = 323 \text{ м/с}$. 5. $c_{\text{вх}} = 215 \text{ м/с}$.

Глава 3

1. $c_{\text{с}} = 504 \text{ м/с}$. 2. $F_{\text{с}} = 0,517 \text{ м}^2$. 3. $T_{\text{т}}^* = 739 \text{ К}$. $p_{\text{т}}^* = 127 \text{ кПа}$.
4. $G_{\text{с}} = 178 \text{ кг/с}$. 5. $F_{\text{с}} = 0,715 \text{ м}^2$.

Глава 4

1. $G_{\text{т}} = 1,64 \text{ кг/с}$. 2. $G_{\text{т}} = 1,35 \text{ кг/с}$. 3. $q_{\text{т}} = 0,0227 \frac{\text{кг. топл.}}{\text{кг. возд.}}$. 4. $T_{\text{т}}^* = 1995 \text{ К}$.
5. $T_{\text{т}}^* = 1665 \text{ К}$.

Глава 5

1. $T_{\text{к}}^* = 900 \text{ К}$; $T_{\text{к.с}}^* = 795 \text{ К}$. 2. $T_{\text{с}} = 788 \text{ К}$; $T_{\text{с.с}} = 709 \text{ К}$. 3. $\pi_{\text{т}} = 39,0$.
4. $T_{\text{т}}^* = 1657 \text{ К}$. 5. $L_{\text{е}} = 517 \text{ кДж/кг}$. 6. $L_{\text{е}} = 445 \text{ кДж/кг}$; $L_{\text{е.с}} = 638 \text{ кДж/кг}$.
7. $\eta_{\text{е}} = 0,461$.

Глава 6

1. $\Delta E_{\text{кин}} = 174 \cdot 10^3 \text{ м}^2/\text{с}^2$. 2. $G_{\text{II}} = 723 \text{ кг/с}$. 3. $P = 110 \text{ кН}$. 4. $G_{\text{I}} = 14,4 \text{ кг/с}$.
5. $P = 40,5 \text{ кН}$. 6. $P_{\text{уд}} = 286 \text{ м/с}$; $\eta_{\text{дж}} = 0,583$. 7. $P_{\text{уд}}$ уменьш. в 4,2 раза;
 $P_{\text{удGI}}$ увелич. в 1,67 раза.

8.

Параметры	ТРД	ТРДД	ТВД
$P_{уд}$, м/с	918	436	23,1
$P_{удGI}$, м/с	918	1308	2320
$\eta_{п}$	0,298	0,47	0,944
$\eta_{дж}$	0,298	0,425	0,755

Глава 7

1. $C_{уд} = 60,4$ кг/кН·ч. 2. $\eta_{п} = 0,507$. 3. $P_{удGI} = 800$ м/с; $C_{уд} = 72$ кг/кН·ч.
4. $G_{II} = 4080$ кг/с. 5. $C_e = 0,68 \cdot 10^{-8}$ кг/Дж.

Глава 8

1. $\pi_K^* = 30$. 2. $\pi_T^* = 6,37$. 3. $p_{кнд}^* = 195$ кПа. $T_{кнд}^* = 395$ К. $p_{квд}^* = 977$ кПа.
 $T_{квд}^* = 660$ К. 4. $T_c = 883$ К. 5. $L_{тнд} = 303$ кДж/кг. 6. $T_T^* = 1000$ К.
7. $\pi_{тнд}^* = 5,5$. 8. $\pi_c = 4,49$. 9. $\pi_{cI} = 8,59$; $\pi_{cII} = 9,41$. 10. $L_T = 779$ кДж/кг.
11. $\pi_{тнд}^* = 3,74$. 12. $P = 13,4$ кН; $C_{уд} = 106$ кг/кН·ч. 13. $P = 80$ кН.
14. $C_{уд} = 1$ кг/даН·ч. 15. $P_{уд} = 36,7$ м/с; $C_{уд} = 0,448$ кг/даН·ч; $P_{удGI} =$
 $= 257$ Н·с/кг. 16. $N_{вуд} = 335$ кВт·с/кг; $C_e = 0,235$ кг/кВт·ч. 17. При
 $V_{п} = 125$ м/с: $N_{э,уд} = 334$ кВт·с/кг; $C_э = 0,256$ кг/кВт·ч. При $V_{п} = 0$:
 $N_{э,уд} = 332 \frac{\text{кВт·с}}{\text{кг}}$; $C_э = 0,258$ кг/кВт·ч.

Глава 9

1. $T_{см}^* = 574$ К; $p_{см}^* = 234$ кПа. 2. $T_{см}^* = 574$ К; $p_{см}^* = 234,6$ кПа.
3. $c_{с,ф} = 798$ м/с; $P_{уд,ф} = 841$ Н·с/кг; $q_{т\sigma} = 0,0536$; $C_{уд,ф} = 2,29$ кг/даН·ч.
4. $c_{с,ф} = 1534$ м/с; $P_{уд,ф} = 717$ м/с; $q_{т\sigma} = 0,0446$; $C_{уд,ф} = 2,24$ кг/даН·ч.
5. От $\overline{P}_{ф} = 1,58$ до $\overline{P}_{ф} = 7,3$. 6. $P_{уд,ф} = c_{с,ф} = 766$ м/с; $C_{уд,ф} = 2,35$ кг/даН·ч.
7. $c_{с,ф} = 1563$ м/с; $P_{уд,ф} = 870$ м/с; $C_{уд,ф} = 1,95$ кг/даН·ч. 8. $T_{г}^* = 1490$ К;
 $T_{г\max}^* = 2370$ К. 9. $T_{г\max}^* = 2600$ К. 10. $P_{уд,ф} = c_{с,ф} = 933$ м/с; $C_{уд,ф} =$
 $= 1,95$ кг/даН·ч. 11. $G_{т,ч} = 2928$ кг/ч; $G_{т,ф,ч} = 16850$ кг/ч. 12. $P_{уд,ф} =$
 $= 942$ Н·с/кг; $C_{уд,ф} = 2,03$ кг/даН·ч. 13. $C_{уд,ф} = 2,64$ кг/даН·ч. 14. $G_{т\sigma} =$
 $= 21100$ кг/ч.

Приложение 6

Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему СИ

Наименование и обозначение величин	Единица		Значение в единицах СИ и кратных им
	наименование	обозначение	
Масса	килограмм-сила-секунда в квадрате на метр	кгс·с ² /м	9,81 кг
Сила, вес, тяга <i>P</i>	килограмм-сила	кгс	9,81 Н=0,981 даН
Давление <i>p</i>	килограмм-сила на квадратный метр	кгс/м ²	9,81 Па
Удельная тяга <i>P_{уд}</i>	килограмм-сила-секунда на килограмм	кгс·с/кг	9,81 Н·с/кг= = 0,981 даН·с/кг
Удельный расход топлива <i>C_{уд}</i> , отнесенный к единице тяги	килограмм в час на килограмм-силу	кг/(ч·кгс)	$\frac{1}{3600 \cdot 9,81} \text{кг}/(\text{с} \cdot \text{Н}) =$ $= 1,02 \text{ кг}/(\text{ч} \cdot \text{даН})$
Мощность <i>N</i>	лошадиная сила	л.с.	735,5 Вт=0,7355 кВт
Удельный расход топлива <i>C_е</i> , отнесенный к единице работы	килограмм на лошадиную силу-час	кг/л.с.ч.	$\frac{1}{735,5 \cdot 3600} \text{кг}/\text{Дж} =$ $= \frac{1}{0,7355} \text{кг}/(\text{кВт} \cdot \text{ч})$
Удельная работа компрессора <i>L_к</i> или турбины <i>L_т</i> , теплотворность топлива <i>H_и</i> , удельное количество теплоты <i>Q</i> , удельная энтальпия <i>i</i>	килокалория на килограмм	ккал/кг	4,187·10 ³ Дж/кг
	килограмм-сила-метр на килограмм	кгс·м/кг	9,81 Дж/кг
Удельная теплоемкость <i>c_p</i> , удельная газовая постоянная <i>R</i> , удельная энтропия <i>S</i>	килокалория на килограмм-градус Цельсия	ккал/кг°С	4,187·10 ³ Дж/кг·К
	килограмм-сила-метр на килограмм-градус Цельсия	кгс·м/кг°С	9,81 Дж/кг·К
Массовый расход воздуха <i>G_в</i> , газа <i>G_г</i> , топлива <i>G_т</i>	килограмм в час	кг/ч	0,2778·10 ⁻³ кг/с
Плотность <i>ρ</i>	килограмм-сила-секунда в квадрате на метр в четвертой степени	кгс·с ² /м ⁴	9,81 кг/м ³

Оглавление

От авторов	3
Основные условия обозначения	7
Введение	10
Глава 1. Принцип действия, схемы и удельные параметры газотурбинных двигателей	12
§ 1.1. Турбореактивные двигатели: ТРДД и ТРД	12
§ 1.2. Турбовинтовые (ТВД), турбовинтовентиляторные (ТВВД) и турбовальные (ТВАД) двигатели	21
§ 1.3. Турбореактивные двигатели с форсажными камерами	27
§ 1.4. Классификация реактивных двигателей	29
§ 1.5. Основные данные и удельные параметры ГТД	30
Контрольные вопросы	33
Задачи	34

1

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ ВХОДНЫХ, ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВ И КАМЕР СГОРАНИЯ (Контрольные вопросы и задачи)

Глава 2. Входные устройства	36
Контрольные вопросы	36
Задачи	36
Глава 3. Выходные устройства	37
Контрольные вопросы	37
Задачи	37
Глава 4. Камеры сгорания	38
Контрольные вопросы	38
Задачи	38

2

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ ФОРСАЖНЫХ КАМЕР

Глава 5. Газотурбинный двигатель как тепловая машина	41
§ 5.1. $i-s$ — диаграмма рабочего процесса основного контура ГТД	41
§ 5.2. Работа цикла ГТД	44
§ 5.3. Зависимость работы цикла от его параметров	47
5.3.1. Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной	47
5.3.2. Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления	48
§ 5.4. Эффективный к. п. д.	52
§ 5.5. Зависимость эффективного к. п. д. от параметров цикла	53
Выводы	56
Контрольные вопросы	57
Задачи	57
Глава 6. Силовая установка с газотурбинным двигателем как движитель	59
§ 6.1. Тяга движителя	59
§ 6.2. ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД	64

§ 6.3. К. п. д. авиационного двигателя	66
6.3.1. Коэффициент гидравлических потерь	67
6.3.2. Полетный к. п. д.	69
§ 6.4. Сравнение различных типов ГТД как двигателей	71
6.4.1. Удельная тяга ГТД	72
6.4.2. Зависимость удельной тяги от степени двухконтурности	73
§ 6.5. Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД	77
6.5.1. Вывод формулы удельной тяги для общего случая распределения энергии между контурами ($c_{e11} \neq c_{e1}$)	77
6.5.2. Зависимость удельной тяги от распределения энергии между контурами ТРДД	78
Выводы	82
Контрольные вопросы	84
Задачи	85
Глава 7. Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД	86
§ 7.1. Общий к. п. д. и удельный расход топлива	86
§ 7.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от параметров цикла	88
7.2.1. Зависимость удельных параметров двигателя от температуры газа перед турбиной	89
7.2.2. Зависимость удельных параметров двигателя от суммарной степени повышения давления	94
§ 7.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от параметров двигателя	98
§ 7.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ГТД от внешних условий	100
7.4.1. Зависимость удельных параметров двигателя от скорости полета	101
7.4.2. Оптимальный ГТД для различных скоростей полета	104
7.4.3. Зависимость удельных параметров двигателя от температуры наружного воздуха	107
§ 7.5. Зависимость удельных параметров двигателя от потерь в узлах	108
§ 7.6. Энергетический баланс ГТД	111
Выводы	113
Контрольные вопросы	115
Задачи	116

3

ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНЫМИ КАМЕРАМИ И СО СМЕЩЕНИЕМ ПОТОКОВ. ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ГТД

Глава 8. Методы проектного термогазодинамического расчета и анализа параметров ГТД	
§ 8.1. Исходные данные для проектного термогазодинамического расчета ГТД	119
§ 8.2. Методика проектного термогазодинамического расчета одновального ТРД	126
8.2.1. Основные уравнения	126
8.2.2. Последовательность термогазодинамического расчета одновального ТРД	129
§ 8.3. Особенности проектного термогазодинамического расчета газотурбинных двигателей различных типов и схем	134

8.3.1. Двухконтурные турбореактивные двигатели различных схем	134
8.3.2. Турбовинтовые и турбовальные двигатели	137
§ 8.4. Оценка влияния параметров рабочего процесса, к. п. д. узлов и коэффициентов потерь на удельные параметры ГТД методом малых отклонений	138
§ 8.5. Термогазодинамический анализ влияния к. п. д. узлов, коэффициентов потерь и отбора воздуха на удельные параметры одновального ТРД	144
§ 8.6. Различные методы определения и анализа удельных параметров ГТД	147
Выводы	149
Контрольные вопросы	150
Задачи	151
Глава 9. Особенности рабочего процесса двигателей с форсажными камерами (ТРДФ и ТРДДФ) и со смешением потоков (ТРДДсм)	
§ 9.1. Особенности ТРДД со смешением потоков наружного и внутреннего контуров (ТРДДсм)	154
9.1.1. Особенности проектного термогазодинамического расчета ТРДДсм	154
9.1.2. Влияние смещения на выходной импульс	157
§ 9.2. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от температуры газа в форсажной камере	160
§ 9.3. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от температуры газа перед турбиной	165
§ 9.4. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДДФсм от степени двухконтурности	167
§ 9.5. Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДФ и ТРДДФсм от степени повышения давления в компрессоре	170
§ 9.6. Особенности термогазодинамического расчета турбореактивных двигателей с форсажными камерами	174
Выводы	175
Контрольные вопросы	177
Задачи	178
Глава 10. Выбор параметров авиационных ГТД	
§ 10.1. Критерии оптимизации параметров ГТД дозвукового транспортного самолета	181
§ 10.2. Зависимость удельного веса авиационных ГТД от параметров рабочего процесса	186
§ 10.3. Основные закономерности оптимизации параметров ГТД по самолетным критериям эффективности	191
10.3.1. Закономерности минимизации суммарной удельной массы γ_{Σ} в зависимости от параметров рабочего процесса	191
10.3.2. Зависимость области наилучших параметров от различных факторов	193
§ 10.4. Методология выбора параметров и некоторые проблемы разработки ГТД. Необходимость создания САПР-Д	197
10.4.1. Методология выбора параметров на нулевом уровне проектирования	197
10.4.2. Некоторые проблемы разработки двигателя. Значение САПР-Д	201
§ 10.5. Тенденции развития авиационных двигателей по параметрам рабочего процесса, удельным параметрам и основным данным	208
Выводы	212
Контрольные вопросы	214
	225

Библиографический список	215
Приложение 1. Организация учебного процесса	217
Приложение 2. Основные закономерности рабочего процесса и проектный термогазодинамический расчет ГТД	217
Приложение 3. Таблица стандартной атмосферы	219
Приложение 4. Номограмма для определения относительного расхода топлива ГТД	вкл
Приложение 5. Ответы к решению задач	220
Приложение 6. Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ)	222

Св. плац, 1987, поз.

**Виктор Павлович Лукачев,
Виктор Владимирович Кулагин**

ТЕОРИЯ ВРД

**ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Редактор Э. Грязнова
Техн. редактор Н. Каленюк
Корректор Н. Куприянова

Сдано в набор 20.04.87.
Подписано в печать 30.10.87 г. ЕО00358.
Формат 60×90^{1/16}.
Бумага писчая белая.
Гарнитура литературная.
Печать высокая.
Усл. п. л. 13,25+0,12 вкладка.
Уч.-изд. л. 15,0.
Т. 1000 экз.
Заказ 2120. Цена 90 к.

Куйбышевский ордена Трудового
Красного Знамени
авиационный институт
имени академика С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Ордена Трудового Красного Знамени
тип. издательства Куйбышевского
обкома КПСС,
г. Куйбышев, пр. Карла Маркса, 201.