

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР
КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО
ЗНАМЕНИ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ ИМЕНИ
АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

В. В. КУЛАГИН

С О В М Е С Т Н А Я
Р А Б О Т А У З Л О В
И Х А Р А К Т Е Р И С Т И К И
Г Т Д

Учебное пособие

КУЙБЫШЕВ 1975

Кулагин И. В.

Совместная работа узлов и характеристики ГТД.

Учебное пособие. КуАИ, 1975.

Библиографий 28, иллюстраций 48, таблиц 5.

В пособии излагаются закономерности совместной работы узлов ГТД в общем виде, и в частности для одновального ТРД с неизменными характерными сечениями. Обобщенные характеристики даются как следствие совместной работы узлов, а высотно-скоростные характеристики — как следствие обобщенных характеристик и принятой программы регулирования. Пособие предназначено для изучения соответствующего раздела теории ВРД студентами моторостроительного факультета Куйбышевского авиационного института и может быть использовано инженерами, специализирующимися в области эксплуатации авиационных двигателей.

Ответственный редактор доцент Стенькин Е. Д.

© Куйбышевский авиационный институт, 1975.

ПРЕДИСЛОВИЕ

За последние десятилетия увеличилось количество типов и, в особенности, схем газотурбинных двигателей. Кроме того, в связи с расширением области применения ГТД и возросшими требованиями к силовым установкам летательных аппаратов увеличился объем высотно-скоростных характеристик авиационных двигателей, который в настоящее время обычно составляет несколько сот страниц даже для одного двигателя. Поэтому последовательное описание и анализ характеристик двигателей разных типов и схем становятся затруднительными.

Чтобы хотя бы частично избежать этих затруднений, в пособии рассматриваются обобщенные характеристики ТРД, которые будут использованы в дальнейшем для анализа особенностей двигателей различных типов и схем.

Обобщенные характеристики введены также с методической целью. Они предваряют высотно-скоростные характеристики и являются необходимым звеном, связывающим последние с основными закономерностями совместной работы узлов двигателя.

Кроме того, при изложении материала учитывалось, что анализировать характеристики в большинстве случаев целесообразно в той же последовательности, в какой они рассчитываются. Поэтому перед изложением раздела характеристик описаны методы их расчета.

Предлагаемое учебное пособие разделено на три главы.

В первой главе анализируются в общем виде уравнения совместной работы узлов ГТД.

Во второй главе излагаются закономерности совместной работы узлов одновального ТРД с нерегулируемыми характерными сечениями. На основе анализа уравнений совместной работы узлов дается линия совместной работы и обобщенные характеристики этого двигателя. Там же анализируется работа двигателя при неизменном положении рабочей точки на линии совместной работы и при $M_{\text{п}} = \text{const}$, т. е. на подобных режимах, и выводятся формулы приведения. Во второй главе рассматривается также влияние параметров рабочего процесса на закономерности совместной работы узлов и на обобщенные характеристики ТРД.

В третьей главе излагаются термодинамические основы регулирования ГТД, методы расчета характеристик и высотно-скоростные характеристики турбореактивного двигателя.

К каждой главе даются контрольные вопросы и задачи, решение которых способствует более глубокому пониманию изученного материала. В пособии имеются приложения (номограммы и таблицы), необходимые для решения задач и выполнения курсовой работы по теории ВРД.

Объем пособия не позволил рассмотреть особенности совместной работы узлов и обобщенных характеристик двигателей других типов и схем. Эти вопросы предполагается изложить отдельной книгой.

К изучению совместной работы узлов и характеристик ГТД целесообразно переходить после ознакомления с основами газовой динамики, теорией турбомашин и основами теории рабочего процесса газотурбинных двигателей.

Автор признателен редактору пособия доценту Стенькину Е. Д., рецензенту доценту Курочкину В. А., доценту Коржу Н. Д. и сотрудникам кафедры ТДЛА Куйбышевского авиационного института, прочитавшим рукопись и давшим ценные замечания и советы.

Автор благодарит инженеров Максимова З. В., Осипову С. Н. и Черкасову В. Г. за большую работу по подготовке пособия к изданию.

ρ — плотность;
 p — давление;
 T — температура;
 $V_{\text{п}}$ — скорость полета;
 H — высота полета;
 u — окружная скорость;
 n — частота вращения;
 c — скорость потока;
 a — скорость звука;
 M — число Маха;
 λ — коэффициент скорости (отношение скорости потока к критической скорости);

$\tau(\lambda); P(\lambda), q(\lambda)$ — газодинамические функции;

$\pi_{\text{в}}$ — степень повышения давления во входном устройстве;
 $\pi_{\text{к}}$ — степень повышения полного давления в компрессоре;
 π_{Σ} — суммарная степень повышения давления;
 $\pi_{\text{т}}$ — степень понижения полного давления в турбине;
 $\pi_{\text{с}}$ — располагаемая степень расширения газа в сопле;

$$\pi_{\text{в}} = \frac{P_1^*}{P_{\text{н}}}, \quad \pi_{\text{к}} = \frac{P_2^*}{P_1^*}, \quad \pi_{\Sigma} = \frac{P_2^*}{P_{\text{н}}}, \quad \pi_{\text{т}} = \frac{P_3^*}{P_4^*}, \quad \pi_{\text{с}} = \frac{P_4^*}{P_{\text{н}}};$$

L — удельная работа;

$$L(\pi_{\text{к}}) = \frac{L_{\text{к}}}{c_{\text{р}} T_{\text{н}}^*} \text{ — относительная работа компрессора;}$$

η — КПД;

σ — коэффициент восстановления давления;

$\varphi_{\text{с}}$ — коэффициент потерь скорости в реактивном сопле;

F — площадь;

G — массовый расход;

$G_{3\text{пр}}, G_{4\text{пр}}$ — приведенный массовый расход газа через турбину, сопло;

$v_{j-i} = \frac{G_i}{G_j}$ — коэффициент, характеризующий изменение расхода рабочего тела в сечении i по отношению к расходу в сечении j ;

$q_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}}}{G_{\text{в,кс}}}$ — отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящему через камеру сгорания;

$\alpha = \frac{1}{q_{\text{т}} L_0}$ — коэффициент избытка воздуха;

L_0 — теоретически необходимое количество воздуха для сжигания одного килограмма топлива;

$m_{\text{кр}}$ — численный коэффициент в уравнении расхода,

$$m_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad m_{\text{кр}} = 0,0405 \left[\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{дж}} \right]^{0,5} \text{ — для воздуха,}$$

$$m_{\text{кр,г}} = 0,0397 \left[\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{дж}} \right]^{0,5} \text{ — для газа;}$$

- k, k_{Γ} — показатель адиабаты для воздуха, газа;
 $c_{p, \Gamma}$ — удельная теплоемкость при постоянном давлении для воздуха, газа;
 R — тяга; газовая постоянная;
 $R_{уд}$ — удельная тяга;
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива;
 N — мощность;
 H_u — низшая теплотворная способность топлива;
 ΔK_y — запас устойчивой работы компрессора

И н д е к с ы

- * — параметры заторможенного потока;
 в — воздух; винт;
 г — газ;
 т — топливо; турбина;
 вх — входное устройство;
 к — компрессор;
 са — сопловой аппарат;
 кс — камера сгорания;
 с — сопло; секундный;
 исх — параметры в исходной расчетной точке;
 п — полет;
 м — механический;
 пр — приведенные параметры;
 кр — критический; крейсерский;
 ном — номограмма; номинальный;
 ч — часовой;
 охл — охлаждение;
 уд — удельный;
 а — адиабатный;
 нд — низкого давления;
 вд — высокого давления;
 гр — граница неустойчивой работы;
 е — эффективный.

Основные сечения потока

- Н—Н — сечение невозмущенного потока;
 О—О — вход в диффузор;
 1—1 — вход в компрессор (выход из диффузора);
 2—2 — выход из компрессора (вход в камеру сгорания);
 3—3 — вход в турбину (выход из камеры сгорания);
 4—4 — выход из турбины (вход в сопло);
 5—5 — выходное (минимальное) сечение сопла.

С о к р а щ е н и я

- ВРД — воздушно-реактивный двигатель;
 ТРД — турбореактивный двигатель;
 ГТД — газотурбинный двигатель;
 ТВД — турбовинтовой двигатель;
 САУ — стандартные атмосферные условия;
 КПД — коэффициент полезного действия;
 ЛСР — линия совместной работы.

Характеристики авиационного двигателя — это зависимости его тяги (мощности), удельного расхода топлива и других параметров от внешних условий (высоты H , скорости полета $V_{п.}$, температуры T_n и давления P_n паружного воздуха) и режима работы.

Характеристики необходимы для анализа основных свойств двигателей данного типа и сравнения с другими типами двигателей, для выбора программы регулирования и составления правил эксплуатации двигателя на земле и в воздухе, для оценки эффективности летательного аппарата и перспективы применения различных типов двигателей.

Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от внешних условий и параметров цикла рассматривается при изучении основных закономерностей рабочего процесса двигателя. Но влияние каждого фактора рассматривается там как влияние независимого переменного при постоянных значениях всех прочих факторов. Такой подход характерен для этапа выбора параметров, т. е. для проектируемого двигателя.

Однако изменить один-единственный фактор, не изменив при этом другие параметры рабочего процесса, невозможно на выполненном двигателе (на двигателе с заданными геометрическими размерами). А характеристики рассматриваются именно для выполненного двигателя, когда независимыми переменными являются только внешние условия и параметры, характеризующие режим. Все остальные параметры являются зависимыми переменными, которые при изменении внешних условий и режима работы двигателя не сохраняются постоянными. Например, при перестановке рычага управления изменяется расход топлива, что ведет к изменению температуры газа перед турбиной и частоты вращения ротора. А при изменении частоты вращения изменяется расход воздуха через двигатель и степень повышения давления компрессора. Наконец, изменение расхода воздуха изменяет скорости течения воздуха в различных узлах и элементах, что сопровождается изменением КПД узлов. Таким образом, изменение режима приводит к изменению большого числа параметров, от которых зависит тяга и удельный расход топлива.

Для определения характеристик необходимо знать, как изменяются параметры рабочего процесса при изменении внешних условий или режима работы, и уметь их находить.

Изменение параметров рабочего процесса при изменении внешних условий или режима на выполненном двигателе обусловливается совместной работой узлов. Поэтому изучение характеристик целесообразно начинать с изучения совместной работы узлов ГТД.

Анализ совместной работы узлов представляет, кроме того, самостоятельный интерес, так как позволяет получить закономерности, по которым изменяется положение рабочих точек на характеристиках узлов, и оценить запас устойчивой работы компрессора в различных условиях эксплуатации. Без знания совместной работы узлов нельзя также оценить влияния особенностей работы двигателя (отбора воздуха, впрыска воды, влажности наружного воздуха) на его основные свойства в различных условиях эксплуатации.

Анализ совместной работы всех узлов газотурбинного двигателя довольно сложен, так как параметры рабочего процесса узлов связаны между собой и эта связь не всегда выражается аналитически. Например, связь параметров каждого узла между собой, обусловленная характеристикой данного узла, задается обычно в графическом виде. Для упрощения задачи ниже последовательно излагаются вопросы совместной работы диффузора и компрессора (раздел 1.1), турбины и сопла (раздел 1.2), узлов турбокомпрессора (раздел 1.3). В заключение (раздел 1.4) дается метод решения уравнений совместной работы всех узлов газотурбинного двигателя.

Совместная работа узлов рассматривается в этой главе в общем виде, и выводы главы относятся к газотурбинным двигателям всех основных типов.

1.1. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ДИФФУЗОРА И КОМПРЕССОРА

Рассматриваемые узлы на основных режимах работы газодинамически связаны одинаковым расходом воздуха, проходящего через них. Тогда условие совместной работы диффузора и компрессора имеет вид

$$G_{в.д} = G_{в.к}$$

Выразим расходы воздуха через параметры в сечениях на входе в диффузор Н—Н (в невозмущенном потоке перед двигателем) и на входе в компрессор 1—1 (рис. 1.1)

$$\frac{m_{кр} \cdot p_n^* \cdot F_n \cdot q(\lambda_n)}{\sqrt{T_n^*}} = \frac{m_{кр} \cdot p_{вх}^* \cdot \sigma_{вх} \cdot F_1 \cdot q(\lambda_1)}{\sqrt{T_1^*}}$$

где $\sigma_{вх} = \frac{p_1^*}{p_n^*}$ — коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве,

$q(\lambda)$ — относительная плотность тока.

Поделив левую и правую часть равенства на площадь входа в диффузор F_n и приняв, что процесс в диффузоре теплоизолированный, т. е. $T_1^* = T_n^*$, получим

$$\varphi q(\lambda_n) = \sigma_{вх} \cdot \overline{F_1} \cdot q(\lambda_1), \quad (1.1)$$

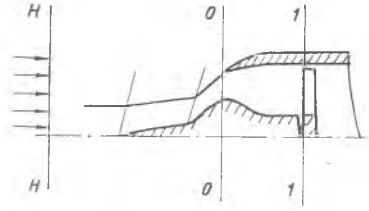


Рис. 1. 1. Схема диффузора и компрессора

где $\varphi = \frac{F_1}{F_0}$ — коэффициент расхода через диффузор,

$\overline{F}_1 = \frac{F_1}{F_0}$ — относительная площадь входа в компрессор.

Величина φ характеризует площадь потока в сечении Н—Н и, следовательно, определяет расход воздуха через диффузор при заданных внешних атмосферных условиях и заданной скорости полета.

В уравнении (1.1) величина λ_n , характеризующая скорость полета, является независимой переменной, величина λ_1 , как будет показано, задается режимом работы компрессора.

Неизвестные величины φ и $\sigma_{вх}$ могут быть определены из данного уравнения благодаря дополнительной связи между ними, обусловленной характеристикой диффузора. Уравнение (1.1) может быть решено или относительно φ , или относительно $\sigma_{вх}$ в зависимости от типа диффузора и режима его работы.

Для дозвукового диффузора, типовая характеристика которого дана на рис. 1.2, величина $\sigma_{вх}$ и положение рабочей точки на характеристике диффузора однозначно определяются коэффициентом скорости на входе в компрессор. Поэтому из уравнения неразрывности (1.1) определяется коэффициент расхода через диффузор φ

$$\varphi = \sigma_{вх} \cdot \overline{F}_1 \cdot \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_n)}$$

На рабочих режимах воздухозаборника коэффициент $\sigma_{вх}$ изменяется в пределах 1—2%, поэтому при анализе полученного уравнения можно принять $\sigma_{вх} = \text{const}$. Коэффициент расхода до-

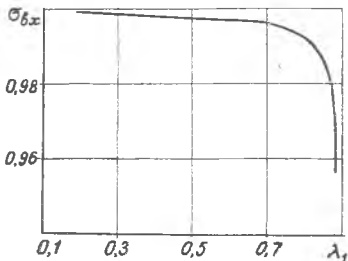


Рис. 1. 2. Характеристика дозвукового диффузора

звукового воздухозаборника φ (площадь струи воздуха в сечении Н—Н) изменяется пропорционально относительной плотности тока в сечении перед компрессором и обратно пропорционально относительной плотности тока в сечении Н—Н. Величина φ изменяется из условия неразрывности потока от нуля при $\lambda_1=0$ до ∞ при $\lambda_n=0$ и $\lambda_1>0$. Другими словами, правильно спроектированный дозвуковой диффузор не ограничивает расход воздуха через двигатель. При совместной работе дозвукового диффузора и компрессора расход воздуха через диффузор определяется компрессором. Потребный расход воздуха обеспечивается благодаря изменению коэффициента φ . Расход воздуха через двигатель зависит от диффузора, строго говоря, только вследствие влияния величины $\sigma_{вх}$. Снижение $\sigma_{вх}$ приводит, как это видно из уравнения расхода для сечения 1—1, к пропорциональному снижению расхода воздуха.

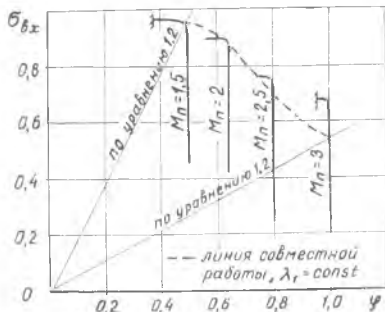
Иначе решается уравнение (1.1) для случая совместной работы компрессора со сверхзвуковым диффузором. Для сверхзвукового диффузора величина $\sigma_{вх}$ не определяется однозначно коэффициентом скорости в конце диффузора λ_1 , как это было для дозвукового диффузора, а зависит от числа M_n и коэффициента расхода через сверхзвуковой диффузор φ (рис. 1.3).

При $M_n = \text{const}$ и практически постоянном значении φ в сверхзвуковом диффузоре можно получить различные величины $\sigma_{вх}$. На линиях $\sigma_{вх} = f(\varphi)$ для $M_n = V_{ac}$ необходимо найти значения $\sigma_{вх}$ и φ , удовлетворяющие условию совместной работы диффузора и компрессора, т. е. найти рабочие точки. Коэффициент расхода через сверхзвуковой диффузор определяется, как известно [20], условиями течения сверхзвукового потока на входе в диффузор и при постоянном числе M_n сохраняется примерно постоянным при сохранении сверхзвукового течения на входе. Поэтому уравнение неразрывности (1.1) целесообразно решить относительно коэффициента восстановления полного давления

$$\sigma_{вх} = \frac{\varphi q(\lambda_n)}{F_1 q(\lambda_1)} \quad (1.2)$$

Для нахождения рабочих точек на характеристике диффузора уравнение (1.2) необходимо решить графически совместно с характеристикой диффузора. Уравнение (1.2) представляет собой уравнение прямой линии при заданном значении λ_1 для каждого числа M_n . В главе 3 будет показано, что зависимость коэффициента скорости λ_1 от числа M_n определяется законом регулирования двигателя. Пусть для простоты величина λ_1 сохраняется постоянной для различных чисел M_n . Тогда, задавшись произвольными значениями φ , по этому уравнению можно определить соответствующие значения $\sigma_{вх}$ и отрезок прямой линии нанести на характеристику диффузора. Точка пересечения этой прямой с линией $\sigma_{вх} = f(\varphi)$ при соответствующем числе M_n удовлетворяет условию

Рис. 1. 3. Характеристика сверхзвукового регулируемого диффузора с линией совместной работы для $\lambda_1 = \text{const}$



равенства расходов через диффузор и компрессор и является таким образом точкой совместной работы диффузора и компрессора на характеристике диффузора. Уравнение (1.2) для различных чисел M_{II} дает пучок прямых на характеристике диффузора и соответствующие точки совместной работы диффузора и компрессора.

Соединяя точки совместной работы, соответствующие разным числам M_{II} , получим линию совместной работы диффузора и компрессора (на рис. 1.3 изображена пунктиром). Линия совместной работы однозначно определяет зависимость коэффициента восстановления полного давления и коэффициента расхода от числа M_{II} при заданном изменении λ_1 по M_{II} . Она может быть записана в виде следующих функциональных зависимостей:

$$\sigma_{вх} = f(M_{II}, \lambda_1), \quad \varphi = f_1(M_{II}, \lambda_1). \quad (1.3)$$

Таким образом, линия совместной работы на характеристике выполненного нерегулируемого диффузора не может быть выбрана произвольно, положение ее определяется условием совместной работы диффузора и компрессора.

Заданное оптимальное положение линии совместной работы на характеристике диффузора и заданное значение $\sigma_{вх}$ обеспечиваются согласованием работы диффузора и компрессора и регулированием диффузора (изменением коэффициента расхода φ). Однако эти вопросы в данном пособии не рассматриваются.

Из уравнения (1.2) следует, что положение рабочей точки на характеристике диффузора, а следовательно и величина $\sigma_{вх}$ при данном числе M_{II} , зависит от коэффициента скорости на выходе из диффузора. Это объясняется тем, что величина φ и расход воздуха через сверхзвуковой диффузор на режимах сверхзвукового обтекания определяются полетными условиями и не зависят от коэффициента скорости λ_1 . Поэтому увеличение коэффициента λ_1 вследствие отсасывающего действия компрессора приводит к снижению давления воздуха на входе в компрессор. Сопrotивление на выходе из диффузора снижается. Замыкающий скачок из

горла диффузора перемещается по потоку к компрессору. Скорость перед скачком увеличивается, интенсивность скачка возрастает, что приводит к снижению $\sigma_{вх}$. Изменение коэффициента скорости λ_1 при $G_{в} = \text{const}$ компенсируется соответствующим изменением $\sigma_{вх}$. Таким образом, коэффициент скорости в сечении 1—1 характеризует сопротивление системы (сети) за диффузором: увеличение λ_1 означает уменьшение сопротивления сети, и наоборот, уменьшение λ_1 означает увеличение сопротивления сети, т. е. диффузор как бы дросселируется на выходе.

Итак, совместная работа с компрессором дозвукового диффузора принципиально отличается от совместной работы с компрессором сверхзвукового диффузора. В первом случае расход воздуха через систему определяется компрессором, а из условия неразрывности определяется коэффициент расхода φ . Во втором случае расход воздуха через систему и коэффициент расхода φ определяются диффузором, а из условия неразрывности при заданном значении λ_1 определяется коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{вх}$.

1.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ТУРБИНЫ И СОПЛА

Прежде чем приступить к анализу совместной работы турбины и сопла, рассмотрим характеристики этих узлов.

Сопло двигателя задается характеристикой, которая представляет собой зависимость приведенного расхода газа и коэффициента потерь скорости от степени расширения газа в сопле:

$$G_{4пр} = f(\pi_c), \quad \varphi_c = f_1(\pi_c).$$

Приведенным расходом газа через сопло $G_{4пр}$ называют расход, получаемый при стандартных значениях температуры и давления на входе в сопло (в сечении 4, рис. 1.4):

$T_4^* = 288\text{K}$, $p_4^* = 1,013 \cdot 10^5 \text{Па}$, т. е.

$$G_{4пр} = 237 F_4 \cdot q(\lambda_4), \quad (1.4)$$

так как

$$\frac{m_{кр,г} \cdot 1,013 \cdot 10^5}{\sqrt{288}} = 237 \frac{\text{кг}}{\text{с} \cdot \text{м}^2}.$$

Приведенный расход газа, таким образом, однозначно определяется площадью сечения на входе в сопло и относительной плотностью тока в этом сечении. Физический расход газа через сопло зависит, кроме того, от давления и температуры потока газа на входе в сопло, т. е.

$$G_4 = \frac{m_{кр,г} \cdot p_4^* \cdot F_4 \cdot q(\lambda_4)}{\sqrt{T_4^*}}.$$

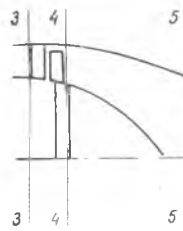


Рис. 1. 4. Схема газового тракта турбины и сопла

Соотношение между приведенным и физическим расходом газа определяется формулой

$$G_1 = G_{4пр} \cdot \frac{p_4}{1,013 \cdot 10^6} \sqrt{\frac{288}{T_4}}$$

В главе 2 это соотношение будет рассмотрено более подробно.

Приведенный расход $G_{4пр}$ целесообразно выразить через площадь минимального сечения сопла и относительную плотность тока в минимальном сечении, так как последние две величины обычно известны или могут быть легко определены

$$G_{4пр} = 237 \sigma_c \cdot F_5 q(\lambda_5), \quad (1.5)$$

где $\sigma_c = \frac{p_5}{p_4}$ — коэффициент восстановления полного давления в дозвуковой части сопла. Из полученной зависимости видно, что приведенный расход $G_{4пр}$ зависит от коэффициента восстановления полного давления в сопле, площади минимального сечения на выходе из сопла и относительной плотности тока в этом сечении. Так как величины σ_c и $q(\lambda_5)$ определяются степенью расширения, то приведенный расход однозначно определяется величи-

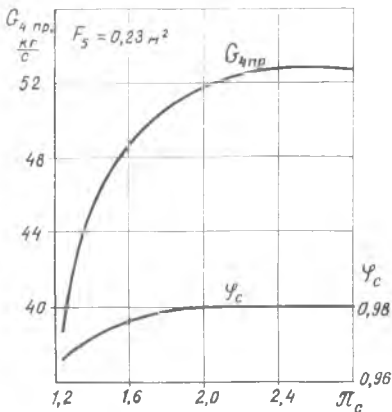


Рис. 1. 5. Характеристика сопла

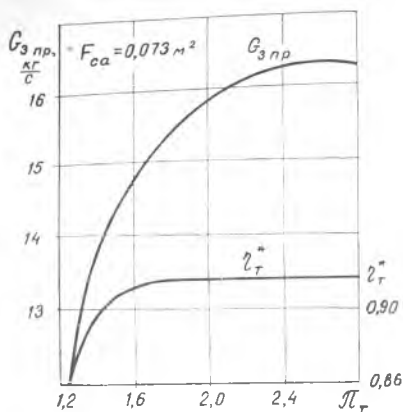


Рис. 1. 6. Характеристика турбины

ной π_c и площадью F_5 (рис. 1.5). На режимах критического и сверхкритического истечения газа из сопла приведенный расход $G_{4пр}$ сохраняется неизменным. (Здесь и в дальнейшем под сверхкритическим истечением понимаются, строго говоря, режимы работы сопла выше второго критического).

Величина $G_{4пр}$ при постоянных полных температуре T_4^* и давлении p_4^* на входе в сопло однозначно определяет физический расход газа через сопло. Приведенный расход $G_{4пр}$ характеризует, таким образом, пропускную способность сопла, а следовательно, и сопротивление за турбиной. С увеличением $G_{4пр}$ сопротивление уменьшается. Снижение $G_{4пр}$ означает увеличение сопротивления за турбиной.

Характеристика турбины обычно задается как зависимость критериальных параметров в функции двух переменных. Она может быть представлена, например, как зависимость приведенного расхода газа и КПД турбины от степени понижения давления в турбине π_T и коэффициента окружной скорости λ_u

$$G_{3пр} = f(\pi_T, \lambda_u), \quad \eta_{IT}^* = f_1(\pi_T, \lambda_u).$$

Однако при работе ТРД на основных эксплуатационных режимах положение рабочей точки на характеристике турбины изменяется незначительно. Следовательно, коэффициент окружной скорости λ_u при работе турбины на ТРД изменяется также незначительно. С другой стороны, характеристика турбины мало зависит от величины λ_u при изменении последней в небольшом интервале. Поэтому, с достаточной для практических целей точностью, характеристика турбины ТРД может быть представлена как функция одного переменного (рис. 1.6), т. е.

$$G_{3пр} = f(\pi_T), \quad \eta_{IT}^* = f_1(\pi_T).$$

Именно в таком виде и будет далее рассматриваться характеристика турбины, что позволяет значительно упростить анализ совместной работы узлов ГТД.

Приведенный расход газа через турбину $G_{зпр}$ получается при стандартных значениях температуры и давления в сечении 3—3, он определяется площадью минимального сечения на выходе из соплового аппарата, коэффициентом скорости в этом сечении и потерями полного давления в сопловом аппарате

$$G_{зпр} = 237 \sigma_{ca} \cdot F_{ca} \cdot q (\lambda_{ca}). \quad (1.6)$$

Приведенный расход $G_{зпр}$ аналогично расходу $G_{4пр}$ определяет, во-первых, физический расход газа через турбину при заданных значениях p_3^* и T_3^* , во-вторых, характеризует сопротивление сети на выходе из камеры сгорания.

Турбина и сопло связаны условием неразрывности потока. Запишем это условие для сечений на входе в турбину и на выходе из сопла. В общем случае расходы газа через эти сечения не равны друг другу, так как к расходу газа сечение 3—3 подмешивается по тракту турбины охлаждающий воздух. Тогда

$$G_{г5} = G_{г3} \cdot \nu_{3-5},$$

где $\nu_{3-5} = 1 + \frac{G_{охл}}{G_{г3}}$ — коэффициент, характеризующий изменение

массы рабочего тела между сечениями на входе в турбину и на выходе из сопла.

Выразим расходы газа через сечения на входе в турбину и на выходе из сопла через приведенные расходы газа

$$G_{4пр} \cdot \frac{p_4^*}{1,013 \cdot 10^5} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_4^*}} = G_{зпр} \cdot \frac{p_3^*}{1,013 \cdot 10^5} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_3^*}} \cdot \nu_{3-5}.$$

После преобразования получим

$$\frac{G_{4пр}}{G_{зпр}} = \nu_{3-5} \pi_{\tau} \sqrt{1 - \eta_{\tau}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\tau} \frac{k_{\tau}-1}{k_{\tau}}} \right)}. \quad (1.7)$$

При анализе уравнения (1.7) величины ν_{3-5} , η_{τ}^* , k_{τ} могут быть приняты постоянными; приведенные расходы газа через турбину и сопло являются величинами известными, так как задаются характеристиками этих узлов. Поэтому степень понижения давления в турбине выполненного двигателя определяется из условия совместной работы турбины и сопла и не может быть принята произвольно. Это важная особенность выполненного двигателя. На проектируемом же ТРД степень понижения давления в турбине определяется условием баланса мощности компрессора и турбины.

Так как величины $G_{зпр}$ и $G_{4пр}$ зависят соответственно от π_T и π_c , то уравнение (1.7) устанавливает связь между степенью понижения давления в турбине π_T и степенью расширения газа в сопле π_c . Связь эта является однозначной на режимах докритического истечения газа из сопла и может быть записана в виде следующей функциональной зависимости:

$$\pi_T = f(\pi_c). \quad (1.8)$$

Зависимость (1.8) является уравнением совместной работы турбины и сопла. Поскольку зависимость (1.8) аналитически не выражается, ее целесообразно представить в графическом виде. Для этого уравнение неразрывности (1.7) нужно решить графически совместно с характеристиками турбины и сопла. Решение целесообразно выполнить в следующей последовательности: задаться различными значениями степени понижения давления в турбине, по характеристике турбины определить величины $G_{зпр}$ и η_T^* . Далее по уравнению (1.7) определить приведенный расход газа через сопло $G_{4пр}$ и по характеристике сопла — степень расширения газа в сопле $\pi_c = f(G_{4пр})$. Результаты такого решения показаны на рис. 1.7. (При определении величины $G_{4пр}$ по уравнению (1.7) в зависимости от π_T или наоборот, при определении π_T в зависимости от $\frac{G_{4пр}}{G_{зпр}}$ целесообразно пользоваться заранее рассчитанной номограммой, см. приложение 1.)

На рис. 1.7 видно, что турбина и сопло имеют две характерные зоны работы: зону докритического истечения газа из сопла, где изменение степени расширения π_c сопровождается одновременным изменением величины π_T , и зону сверхкритического истечения, где степень понижения давления в турбине сохраняется неизменной.

Степень понижения давления в турбине выполненного двигателя

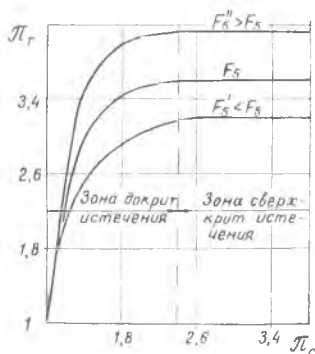


Рис. 1.7. Зависимость между величинами π_T и π_c , полученная из условия совместной работы турбины и сопла для разных площадей F_5 .

ля изменяется только в зоне докритического истечения газа из сопла и однозначно определяется величиной π_c . Это объясняется тем, что в выполненном двигателе с неизменными проходными сечениями величина π_T может изменяться только вследствие изменения сопротивления на выходе из турбины. Сопротивление, в свою очередь, может изменяться только за счет изменения величины π_c . Например, уменьшение степени расширения π_c и соответствующее уменьшение коэффициента скорости λ_5 приводит к снижению приведенного расхода газа через сопло (см. уравнение (1.5) и рис. 1.5). При этом уменьшается и коэффициент скорости в сечении за турбиной λ_4 , (см. уравнение (1.4)). Уменьшение приведенного расхода $G_{4пр}$ означает увеличение сопротивления за турбиной, т. е. означает дросселирование турбины на выходе. Такое дросселирование называют газодинамическим.

На режимах сверхкритического истечения газа из сопла степень понижения давления газа в турбине сохраняется неизменной и не зависит ни от каких факторов. Это объясняется постоянством сопротивления за турбиной на этих режимах ($G_{4пр} = \text{const}$, $\lambda_4 = \text{const}$). В этом случае изменяющиеся внешние условия не могут изменить сопротивление за турбиной. Например, понижение внешнего давления не может привести к понижению давления за турбиной, к увеличению коэффициента скорости λ_4 и уменьшению сопротивления на выходе из турбины, так как малые возмущения не распространяются против течения сверхзвукового потока. Дросселирование и раздросселирование турбины становится невозможным.

Сказанное выше о постоянном значении π_T на режимах сверхкритического истечения газа из сопла и об однозначной связи между величинами π_T и π_c относится только к выполненному двигателю с нерегулируемыми характерными сечениями турбины и сопла. В общем случае, как это видно из уравнения (1.7), величина π_T определяется отношением приведенных расходов

на π_T определяется отношением приведенных расходов $\frac{G_{4пр}}{G_{3пр}}$,

т. е. величинами $G_{4пр}$ и $G_{3пр}$, которые зависят от площадей характерных сечений сопла и турбины. Поэтому регулированием площадей минимального сечения сопла или минимального сечения соплового аппарата турбины можно изменять степень понижения давления газа в турбине. Например, уменьшение площади выходного сечения сопла F_5 до величины F_5^* приводит к снижению приведенного расхода газа через сопло и к снижению величины π_T (см. рис. 1.7). Это объясняется увеличением сопротивления сопла: через уменьшенную площадь сечения газ может пройти (согласно уравнению расхода) только при увеличенном давлении p_4^* , что приводит к уменьшению степени понижения давления газа в турбине $\pi_T = \frac{p_3^*}{p_4^*}$. Снижение π_T путем уменьшения F_5 — следствие геометрического дросселирования турбины на выходе.

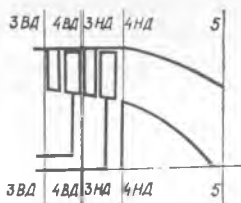


Рис. 1.8. Схема газоздушного тракта двухвальной турбины и сопла

Аналогично можно изменить величину π_T , изменяя площадь первого соплового аппарата турбины. Однако, если при уменьшении площади F_5 величина π_T снижалась, то при уменьшении площади F_{ca} степень понижения давления в турбине π_T возрастает. Снижение величин F_5 и F_{ca} приводит в обоих случаях к повышению давления. Но в первом случае повышается давление за турбиной, и это ведет к снижению величины π_T . Во втором случае растет давление перед турбиной, и это ведет к росту степени понижения давления в турбине. Уравнение совместной работы турбины и сопла с регулируемым проходным сечением должно быть записано в следующем виде:

$$\pi_T = f(\pi_c, F_5, F_{ca}). \quad (1.9)$$

Рассмотрим особенности совместной работы турбины и сопла двухвальных ГТД (рис. 1.8). Для этого необходимо, как и ранее, решить графически совместно уравнение неразрывности с характеристиками этих узлов. Уравнение неразрывности для турбины высокого давления и турбины низкого давления имеет вид

$$\frac{G_{зпр.нд}}{G_{зпр.вд}} = \pi_{т.вд} \cdot \sqrt{1 - \eta_{т.вд}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{\pi_{т.вд} \cdot k_{\Gamma}}}\right)},$$

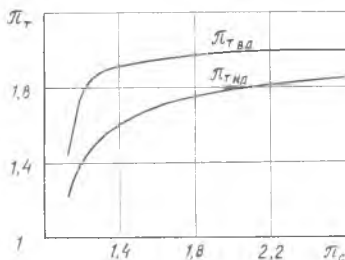
а для турбины низкого давления и сопла записывается как

$$\frac{G_{зпр}}{G_{зпр.нд}} = \pi_{т.нд} \cdot \sqrt{1 - \eta_{т.нд}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{\pi_{т.нд} \cdot k_{\Gamma}}}\right)},$$

В приведенных уравнениях неразрывности величина ν принята равной единице.

Результаты графического решения двух уравнений неразрывности совместно с характеристиками турбины и сопла показаны на рис. 1.9. Как видно из рисунка, совместная работа двухвальной турбины и сопла подчиняется тем же закономерностям, что и работа одновального ГТД. Особенность совместной работы турбины и сопла двухвального ГТД заключается в том, что даже при до-

Рис. 1. 9. Зависимость степени понижения давления в турбинах высокого и низкого давления от степени расширения газа в сопле



критическом истечении газа из сопла (но при $\pi_c > 1,4$) степень понижения давления в турбине высокого давления $\pi_{т.вд}$ изменяется незначительно, что объясняется особенностями протекания кривых $G_{пр} = f(\pi)$ на характеристиках турбин и сопла (см. рис. 1.5 и 1.6), а именно: величина $G_{пр}$ при больших значениях π изменяется всегда полого, а при малых π — круто.

Рассмотренные закономерности изменения степени понижения давления π_t по π_c имеют важное значение для последующего анализа совместной работы узлов двигателей различных типов и их характеристик. Например, при работе ТРД и ТРДФ на основных режимах при различных внешних условиях степень расширения газа в сопле хотя и изменяется в очень широких пределах, но бывает обычно сверхкритической. Поэтому при анализе совместной работы узлов этих двигателей обычно степень понижения давления в турбине можно принять постоянной. Сказанное с еще большим основанием относится к величине π_t в турбине высокого давления двухвальных ТРД и ТРДД.

Для ТВД область основных рабочих режимов лежит целиком в зоне докритического истечения газа из сопла и даже, как правило, при $\pi_c < 1,6$. Поэтому изменение внешних условий или режима работы приводит к изменению не только величины π_c , но и к значительному изменению степени понижения давления в турбине (см. рис. 1.7).

Область рабочих режимов ТРДД лежит между зонами режимов ТРД и ТВД, причем с увеличением степени двухконтурности эта область сдвигается в сторону меньших значений π_c .

1.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА

Компрессор, камера сгорания и турбина составляют турбокомпрессор (рис. 1.10). Будучи генератором газа высокого давления, турбокомпрессор входит в схему любого газотурбинного двигателя. Узлы турбокомпрессора являются основными и наиболее сложными узлами двигателя. Поэтому совместная работа узлов турбокомпрессора представляет наибольший интерес и требует наиболее тщательного изучения.

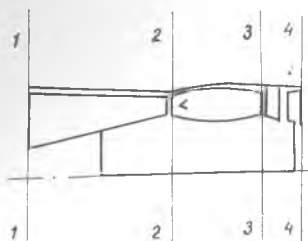


Рис. 1. 10. Схема газовой турбины с компрессором

1.3.1. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ

Камера сгорания и турбина связаны условием неразрывности потока

$$G_{Г3} = G_{в2} - G_{охл} - G_{отб} - G_{ут} + G_T. \quad (1.10)$$

Масса рабочего тела изменяется на участке газового тракта между сечениями 2—2 и 3—3 вследствие отбора воздуха на охлаждение узлов горячей части ($G_{охл}$) и на самолетные нужды ($G_{отб}$), утечек воздуха ($G_{ут}$), а также вследствие добавления к воздуху топлива в камере сгорания G_T .

Уравнение (1.10) представим в следующем виде:

$$G_{Г3} = G_{в2} \nu_{2-3}, \quad (1.11)$$

где ν_{2-3} — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела между сечениями 2—2 и 3—3.

Обычно коэффициент ν_{2-3} изменяется незначительно (в пределах 2—4%), если нет отбора воздуха на самолетные нужды. За счет отбора на самолетные нужды он может изменяться в более широких пределах.

Выразим расходы рабочего тела $G_{в2}$ и $G_{Г3}$ через параметры потока в сечениях 2—2 и 3—3 по уравнению расхода и по формуле для приведенного расхода газа через турбину и подставим их в уравнение (1.11.):

$$G_{зпр} \cdot \frac{p_3^*}{1,013 \cdot 10^5} \sqrt{\frac{288}{T_3^*}} = \frac{m_{кр} \cdot p_2^* \cdot F_2 \cdot q(\lambda_2) \cdot \nu_{2-3}}{\sqrt{T_2^*}}$$

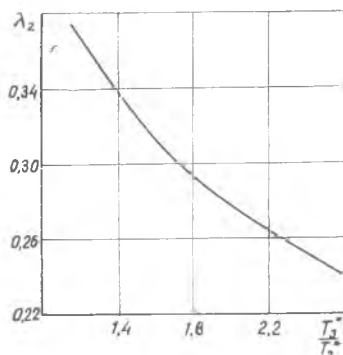
Полученное выражение представим в следующем виде:

$$q(\lambda_2) = \frac{\sigma_{кр}}{241 \nu_{2-3} F_2} \cdot \frac{G_{зпр}}{\sqrt{\frac{T_3^*}{T_2^*}}}, \quad (1.12)$$

где

$$\frac{m_{кр} \cdot 1,013 \cdot 10^5}{\sqrt{288}} = 241 \frac{\text{кг}}{\text{с} \cdot \text{м}^2}$$

Рис. 1. 11. Зависимость коэффициента скорости за компрессором от степени подогрева газа в камере сгорания



Из уравнения (1.12) видно, что относительная плотность тока за компрессором при постоянных значениях $\sigma_{кв}$, v_{2-3} и F_2 пропорциональна приведенному расходу газа через турбину и обратно пропорциональна корню квадратному из степени подогрева газа в камере сгорания. Приведенный расход $G_{зпр}$ в большом диапазоне летных условий при работе двигателя на основных режимах сохраняется практически постоянным, так как незначительно изменяется коэффициент скорости в минимальном сечении на выходе из соплового аппарата турбины. Поэтому увеличение степени прогрева газа в камере сгорания приводит к снижению коэффициента скорости воздуха за компрессором (рис. 1.11). Это объясняется тем, что увеличение температуры T_3^* уменьшает плотность газа. Менее плотный газ не может пройти через минимальное сечение первого соплового аппарата турбины. Поэтому при увеличении отношения $\frac{T_3^*}{T_2^*}$ снижается из условия неразрывности потока коэффициент скорости за компрессором. Повышение степени подогрева газа в камере сгорания является по существу тепловым дросселированием компрессора.

В общем случае коэффициент скорости за компрессором зависит, как это видно из уравнения (1.12), от коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания $\sigma_{кв}$, приведенного расхода $G_{зпр}$ и коэффициент v_{2-3} .

При снижении коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{кв}$ (увеличении гидравлических потерь в камере сгорания) уменьшается плотность воздуха, что ведет к снижению λ_2 . Таким образом, снижение λ_2 вследствие увеличения гидравлических потерь в камере сгорания происходит из-за гидравлического дросселирования компрессора.

Приведенный расход $G_{зпр}$ может изменяться за счет изменения площади минимального сечения соплового аппарата турбины $F_{са}$ или за счет изменения коэффициента скорости в этом сечении, см. формулу (1.6). Снижение $G_{зпр}$ в обоих случаях приво-

дит к уменьшению коэффициента скорости за компрессором, т. е. к дросселированию компрессора. Снижение коэффициента скорости λ_2 за счет уменьшения площади минимального сечения соплового аппарата турбины означает геометрическое дросселирование компрессора, а снижение λ_2 за счет уменьшений величины λ_{ca} означает газодинамическое дросселирование компрессора.

Уменьшение отбора воздуха на самолетные пужды $\bar{G}_{отб}$ (увеличение коэффициента γ_{2-3}) приводит, согласно уравнению (1.12), к снижению приведенной скорости λ_2 . Это снижение объясняется увеличением сопротивления в параллельной сети самолетного отбора, на которую также работает компрессор. Такое дросселирование называют расходным дросселированием компрессора.

Итак, коэффициент скорости λ_2 определяется сопротивлением сети, т. е. сопротивлением узлов, на которые работает компрессор.

1.3.2. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И КОМПРЕССОРА

Теперь рассмотрим совместную работу камеры сгорания и компрессора и получим зависимость, показывающую влияние коэффициента скорости потока в сечении 2—2 за компрессором на положение рабочей точки на характеристике компрессора.

Запишем условие неразрывности для сечений на входе в компрессор и на входе в камеру сгорания. Это условие совместной работы компрессора и камеры сгорания, точнее, условие совместной работы компрессора и расположенной за ним сети

$$\frac{m_{кр} \cdot p_2^* \cdot F_2 \cdot q(\lambda_2)}{\sqrt{T_2^*}} = \frac{m_{кр} \cdot p_1^* \cdot F_1 \cdot q(\lambda_1) \cdot \gamma_{1-2}}{\sqrt{T_{II}^*}}$$

После преобразования получим

$$\frac{\pi_{кр}}{\sqrt{1 + \frac{\pi_{кр}-1}{\gamma_{кр}^*}}} = \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_2)} \cdot \frac{F_1}{F_2} \cdot \gamma_{1-2} \quad (1.13)$$

Уравнение (1.13) связывает величины $\pi_{кр}$ и $q(\lambda_1)$, определяющие положение рабочей точки на характеристике компрессора, с коэффициентом скорости на выходе из компрессора. Характеристику компрессора (рис. 1.12) в этом случае следует рассматривать как зависимость степени повышения давления и КПД от относительной плотности тока на входе в компрессор и приведенной частоты вращения ротора, т. е.

$$\pi_{кр} = f[q(\lambda_1), n_{пр}], \quad \eta_{кр}^* = f_1[q(\lambda_1), n_{пр}].$$

При $\lambda_2 = \text{const}$ уравнение (1.13) выражается на характеристике компрессора линией, связывающей относительную плотность то-

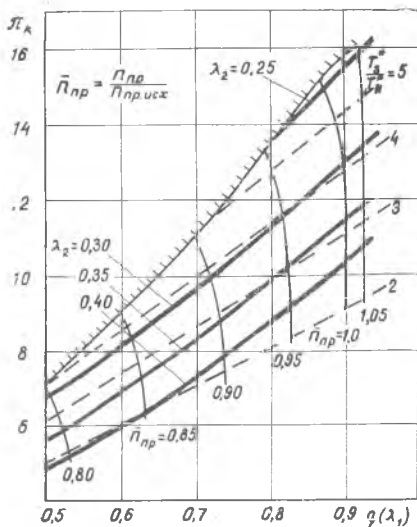


Рис. 1. 12. Характеристика компрессора:
 | | | | | — граница неустойчивой работы;
 — — — — — $\eta_{пр} = \text{const}$;
 - - - - - $\lambda_2 = \text{const}$;
 — — — — — $\frac{T_{в}^*}{T_{н}^*} = \text{const}$

ка на входе в компрессор со степенью повышения давления компрессора (рис. 1.12). Назовем эту линию линией постоянного сопротивления на выходе из компрессора. Физический смысл связи π_k и $q(\lambda_1)$ по этой линии заключается в том, что при данном сопротивлении на выходе из компрессора ($\lambda_2 = \text{const}$) увеличение расхода воздуха через компрессор [увеличение $q(\lambda_1)$] должно сопровождаться соответствующим увеличением π_k , так как больший расход через сечение 2—2 может пройти только при соответствен-но более высоком давлении.

Уменьшение величины λ_2 , т. е. увеличение сопротивления на выходе (дросселирование компрессора), приводит к смещению вверх линии постоянного сопротивления на характеристике компрессора (см. рис. 1.12).

При постоянной приведенной частоте вращения ротора каждому значению λ_2 соответствуют определенные значения π_k и $q(\lambda_1)$, т. е. соответствует единственное положение рабочей точки на характеристике компрессора. Дросселирование компрессора на выходе (уменьшение λ_2) приводит при $\eta_{пр} = \text{const}$ к смещению рабочей точки на характеристике компрессора к границе неустойчивой работы. (При определении по уравнению (1.13) линии постоянного сопротивления или рабочей точки на характеристике компрессора целесообразно пользоваться заранее рассчитанной номограммой, см. приложение 2).

Подчеркнем, что коэффициент скорости за компрессором определяет только положение линии постоянного сопротивления, но не определяет положения рабочей точки на характеристике компрессора. Чтобы определить положение рабочей точки, нужно допол-

нительное условие, например, $q(\lambda_1) = \text{const}$, или $n_{\text{пр}} = \text{const}$. Если бы было известно изменение λ_2 по приведенной частоте вращения ротора, то можно было бы по уравнению (1.13) установить закономерность изменения положения рабочей точки на характеристике компрессора при изменении частоты вращения. Однако величина λ_2 зависит, как показано, выше от степени подогрева $\frac{T_3^*}{T_2^*}$, а степень подогрева связана с приведенной частотой вращения ротора совместной работой всех узлов двигателя.

1.3.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ

Компрессор и турбина ГТД на установившихся (равновесных) режимах работы связаны друг с другом следующими условиями:

- 1) неразрывности потока,
- 2) баланса мощности,
- 3) равенства частоты вращения роторов.

Для установления закономерностей совместной работы компрессора и турбины необходимо эти условия записать математически и решить графически совместно с характеристиками компрессора и турбины.

Характеристику турбины будем рассматривать в таком же виде, в каком она рассматривалась при анализе совместной работы турбины и сопла (см. рис. 1.6), т. е. как зависимость приведенного расхода $G_{\text{зпр}}$ и КПД от степени понижения давления турбины. В этом случае характеристика турбины не зависит от частоты вращения ротора, и третье условие совместной работы компрессора и турбины рассматривать не нужно.

Проанализируем последовательно первые два условия совместной работы компрессора и турбины.

Условие неразрывности потока для сечений на входе в компрессор и турбину может быть получено совместным решением уравнений (1.12) и (1.13). Относительную плотность тока за компрессором $q(\lambda_2)$, определенную по уравнению неразрывности для сечений 2—2 и 3—3 (1.12), подставим в уравнение неразрывности (1.13) для сечений 1—1 и 2—2. Тогда

$$\sqrt{\frac{\pi_{\text{к}}}{1 + \frac{\pi_{\text{к}}}{\eta_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}}}}} = q(\lambda_1) \cdot \frac{F_1 \cdot 241 \cdot \nu_{1-3}}{\pi_{\text{кс}} \cdot G_{\text{зпр}}} \cdot \sqrt{\frac{T_3^*}{T_2^*}},$$

где $\nu_{1-3} = \nu_{1-2} \cdot \nu_{2-3}$ — коэффициент изменения массы рабочего тела между сечениями 1—1 и 3—3.

После преобразования получаем

$$\pi_{\text{к}} = q(\lambda_1) \cdot \sqrt{\frac{T_3^*}{T_2^*}} \cdot \frac{241 \cdot \nu_{1-3} \cdot F_1}{\pi_{\text{кс}} \cdot G_{\text{зпр}}}, \quad (1.14)$$

Уравнение (1.14) представляет собой условие неразрывности потока, проходящего через компрессор и турбину. Оно может быть получено также совместным решением уравнений расхода, записанных через параметры потока в сечениях на входе в компрессор и турбину.

Уравнение (1.14) проще и в большинстве случаев более удобно для анализа, чем уравнение (1.13), так как величины π_k и $q(\lambda_1)$, определяющие положение рабочей точки на характеристике компрессора, выражаются через обычно известные температуры рабочего тела перед компрессором и турбиной.

Проанализируем уравнение (1.14). Для выполненного двигателя с нерегулируемыми проходными сечениями и без отбора воздуха на самолетные нужды величина $\frac{241 \cdot \gamma_{1-3} \cdot F_1}{\sigma_{kc} \cdot G_{3 пр}}$ произвольно не изменяется и на большинстве рабочих режимов сохраняется примерно постоянной. Тогда уравнение (1.14) можно записать в следующем виде:

$$\pi_k = q(\lambda_1) \sqrt{\frac{T_3^*}{T_H^*}} \cdot \text{const.} \quad (1.15)$$

Уравнение (1.15) представляет собой пучок прямых линий на характеристике компрессора, исходящих из точки с координатами $\pi_k=0$ и $q(\lambda_1)=0$, и каждая из прямых характеризуется постоянным отношением температур (рис. 1.12).

При условии $\frac{T_3^*}{T_H^*} = \text{const}$ степень повышения давления в компрессоре π_k изменяется пропорционально относительной плотности тока, так как увеличение $q(\lambda_1)$ означает увеличение расхода воздуха, а чтобы пропустить увеличенный расход через минимальное сечение соплового аппарата турбины, необходимо увеличить давление p_2^* .

При постоянной относительной плотности тока на входе в компрессор $q(\lambda_1) = \text{const}$ степень повышения давления в компрессоре изменяется пропорционально корню квадратному из отношения температур $\frac{T_3^*}{T_H^*}$. На заданной частоте вращения $n_{пр} = \text{const}$ можно получить любую рабочую точку изменением отношения $\frac{T_3^*}{T_H^*}$. Рост π_k при увеличении отношения $\frac{T_3^*}{T_H^*}$ объясняется увеличением теплового дросселирования компрессора, так как при этом возрастает степень подогрева газа в камере сгорания

$$\frac{T_3^*}{T_H^*} = \frac{T_3^*}{T_2^*} \left(1 + \frac{\pi_k}{\gamma_k} - 1 \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Однозначное положение пучка прямых линий $\frac{T_{\lambda}^*}{T_{\text{н}}^*} = \text{const}$ на характеристике компрессора, а следовательно однозначная связь между тепловым дросселированием и положением рабочей точки при постоянной приведенной частоте вращения $n_{\text{пр}} = \text{const}$, имеет место, как показано выше, при постоянном значении величин, входящих в константу $\frac{241 \cdot v_{1-3} \cdot F_1}{\sigma_{\text{кс}} \cdot G_{3\text{пр}}}$. Указанные величины могут в общем случае изменяться вследствие регулирования характерных сечений компрессора (F_1) и турбины ($G_{3\text{пр}}$), изменения количества воздуха, отбираемого на самолетные нужды (v_{1-3}), или вследствие изменения гидравлических потерь в камере сгорания ($\sigma_{\text{кс}}$). Приведенный расход газа через турбину может изменяться также при изменении режима ее работы, т. е. при изменении коэффициента скорости в сопловом аппарате $\lambda_{\text{са}}$ вследствие изменения степени понижения давления в турбине $\pi_{\text{т}}$ (рис. 1.6).

Из выражения (1.14) следует, что снижение значений $\sigma_{\text{кс}}$ и $G_{3\text{пр}}$ или увеличение коэффициента v_{1-3} и площади F_1 приводит к росту степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}$ при условиях $q(\lambda_1) = \text{const}$ и $\frac{T_3^*}{T_{\text{н}}^*} = \text{const}$. При этом рабочая точка на ха-

рактеристике компрессора смещается к границе неустойчивой работы. Физический смысл влияния перечисленных факторов на положение рабочей точки был рассмотрен при анализе уравнений (1.12) и (1.13). Как было показано, рост $\pi_{\text{к}}$ является следствием дросселирования компрессора и снижения коэффициента скорости λ_2 .

Таким образом, положение пучка линий $\frac{T_3^*}{T_{\text{н}}^*} = \text{const}$ на характеристике компрессора, а следовательно и положение рабочей точки при заданных значениях $q(\lambda_1)$ и $\frac{T_3^*}{T_{\text{н}}^*}$, зависит только от тех факторов, действие которых распространяется на участок газового тракта от входа в компрессор до входа в турбину. Коэффициенты потерь и другие факторы, действие которых на участок тракта между этими сечениями не распространяется, не оказывают влияния на положение пучка прямых $\frac{T_3^*}{T_{\text{н}}^*} = \text{const}$.

Перейдем к анализу второго условия совместной работы компрессора и турбины — условия баланса мощности.

Для одноконтурного ГТД уравнение баланса мощности может быть записано в следующем виде:

$$N_{\text{т}} \cdot \eta_{\text{м}} = N_{\text{к}} + N_{\text{в}}.$$

Мощность, развиваемая турбиной N_T , расходуется на привод компрессора N_K и отбирается на нужды потребителя N_B . Она может отбираться, например, на привод винта, на привод электрогенератора или для других целей. Механический КПД η_M учитывает потери мощности в трансмиссии и на привод агрегатов, обслуживающих двигатель.

Преобразуем уравнение баланса мощности

$$N_K = N_T \cdot \eta_M - N_B = N_T \cdot \eta_M \left(1 - \frac{N_B}{N_T \cdot \eta_M}\right).$$

Введем коэффициент, учитывающий отбор мощности потребителю:

$$\eta_{отб} = \left(1 - \frac{N_B}{N_T \cdot \eta_M}\right).$$

С увеличением отбираемой мощности N_B коэффициент $\eta_{отб}$ уменьшается. Для ТВД этот коэффициент существенно меньше единицы и является переменным. Он изменяется при изменении режима работы двигателя и внешних условий. Для ТРД отбираемая мощность равна нулю, и коэффициент $\eta_{отб}$ равен единице.

В общем случае

$$N_K = N_T \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб}.$$

Выразим мощности N_K и N_T через удельную работу узлов

$$L_K \cdot G_{в1} = L_T \cdot G_{г3} \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб},$$

откуда

$$L_K = L_T \cdot \nu_{1-3} \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб}. \quad (1.16)$$

Из выражения (1.16) следует, что соотношение между удельными работами компрессора и турбины зависит от типа двигателя (ТРД или ТВД) и от условий его работы (с отбором или без отбора воздуха), например, на двигателе с отбором мощности (ТВД) удельная работа турбины значительно отличается от удельной работы компрессора. При отборе воздуха на самолетные нужды соотношение между удельными работами компрессора и турбины также изменяется. Увеличение отбираемого воздуха (уменьшение ν_{1-3}) или мощности (уменьшение $\eta_{отб}$) приводит, таким образом, к росту удельной работы турбины относительно удельной работы компрессора.

Выразим удельную работу компрессора и турбины через параметры рабочего процесса. Тогда

$$c_p T_{в1} \left(\pi_{к}^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) \frac{1}{\gamma_{к}} = c_{p,г} T_{г3} \left(1 - \frac{1}{\pi_{г}^{\frac{k}{k-1}}}\right) \cdot \gamma_{г}^* \nu_{1-3} \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб},$$

$$c_p \cdot \frac{\pi_k^{k-1} - 1}{\eta_k^*} = \frac{T_3^*}{T_n^*} \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{k-1}} \cdot \eta_T^* \nu_{1-3} \cdot \eta_M^* \cdot \eta_{отб} \right) \quad (1.17)$$

где $\bar{c}_p = \frac{c_p}{c_{pg}}$ — отношение удельных теплоемкостей для воздуха и газа.

Из выражения (1.17) следует, что при постоянных коэффициентах η_T^* , ν_{1-3} , η_M^* , $\eta_{отб}$ увеличение степени понижения давления в турбине приводит к росту степени повышения давления π_k при отношении $\frac{T_3^*}{T_n^*} = \text{const}$ или к уменьшению отношения

$\frac{T_3^*}{T_n^*}$ при $\pi_k = \text{const}$. Физически это объясняется тем, что рост

π_T при постоянной температуре газа перед турбиной приводит к росту мощности турбины; растет мощность, подведенная к компрессору, растет степень повышения давления π_k . При $\pi_k = \text{const}$, т. е. при постоянной мощности компрессора, потребляемая мощность турбины сохраняется неизменной, и рост степени понижения давления π_T должен сопровождаться уменьшением отношения $\frac{T_3^*}{T_n^*}$. Аналогично увеличение отношения $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ должно приводить к росту степени повышения давления π_k при $\pi_T = \text{const}$ или должно сопровождаться снижением π_T при $\pi_k = \text{const}$.

Изменение величин ν_{1-3} и $\eta_{отб}$, характеризующих отбор воздуха и мощности от двигателя, должно приводить, согласно зависимости (1.17), к изменению степени повышения давления π_k , отношения $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ или степени понижения давления π_T . Из выражения (1.17) невозможно определить, к изменению какого из перечисленных параметров рабочего процесса приводит изменение $\eta_{отб}$ и ν_{1-3} . Забегая вперед, скажем, что в общем случае изменение отбора воздуха и мощности от двигателя приводит к изменению всех трех параметров (π_k ; $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ и π_T).

Уравнение (1.17) связывает степень повышения давления компрессора с отношением $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ и с другими параметрами. Вели-

чины π_k и $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ связаны также уравнением неразрывности

(1.14). Поэтому при определении положения рабочей точки на характеристике компрессора необходимо учитывать не только уравнение неразрывности, как это было сделано выше, но и уравнение баланса мощности (1.17).

Решим уравнения (1.17) и (1.14) относительно степени повышения давления. Для этого из уравнения (1.17) определим отношение температур

$$\frac{T_3^*}{T_n^*} = \frac{(\pi_k^k - 1) \cdot \frac{1}{\eta_k^*} \cdot \bar{c}_p}{\left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot \eta_T^* \cdot \eta_{1-3} \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб}}$$

а затем подставим его в выражение (1.14). После преобразования получим

$$\sqrt{\frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}}}{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1} \cdot \frac{1}{\eta_k^*}} = q(\lambda_1) \sqrt{\frac{\bar{c}_p \gamma_{1-3}}{\left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot \eta_T^* \cdot \eta_M \cdot \eta_{отб}}} \cdot \frac{241 \cdot F_1}{\sigma_{кв} \cdot \bar{G}_{зпр}} \quad (1.18)$$

Полученное уравнение описывает не только совместную работу компрессора и турбины, но и совместную работу узлов всего турбокомпрессора, поскольку в него входит коэффициент $\sigma_{кв}$, характеризующий работу камеры сгорания. Из уравнения (1.18) видно, что соотношение между степенью повышения давления π_k и относительной плотностью тока на входе в компрессор $q(\lambda_1)$, а значит и положение рабочей точки на характеристике компрессора, не может быть произвольным и зависит от условий совместной работы узлов турбокомпрессора.

Кроме того, входящая в уравнение (1.18) степень понижения давления π_T , как это было показано выше, зависит от совместной работы других узлов. Поэтому в общем случае закономерности изменения положения рабочей точки на характеристике компрессора могут быть найдены только при анализе совместной работы всех узлов двигателя.

1.4. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ВСЕХ УЗЛОВ ГТД

Цель этого раздела заключается в том, чтобы показать, от каких факторов зависит положение рабочей точки на характеристике компрессора выполненного двигателя, от каких факторов

зависят общие закономерности совместной работы узлов ГТД, как подходить к изучению совместной работы узлов двигателя.

Выше были получены и проанализированы три основных уравнения:

1) уравнение совместной работы диффузора и компрессора (1.3), из которого следует, что величина $\sigma_{вх}$ и положение рабочей точки на характеристике диффузора зависят от числа $M_{п}$ и положения рабочей точки на характеристике компрессора;

2) уравнение совместной работы узлов турбокомпрессора (1.18), из которого следует, что положение рабочей точки на характеристике компрессора зависит от целого ряда факторов, в том числе от степени понижения давления газа в турбине π_T , т. е. от положения рабочей точки на характеристике турбины;

3) уравнение совместной работы турбины и сопла (1.9), из которого следует, что величина π_T и положение рабочей точки на характеристике турбины зависят от степени понижения давления в сопле, т. е. от положения рабочей точки на характеристике сопла, а также от площадей минимального сечения сопла и соплового аппарата турбины.

Кроме трех рассмотренных уравнений, узлы двигателя связаны условием баланса давлений. Условие баланса давлений или распределение степеней повышения и понижения давления между узлами можно сформулировать следующим образом: произведение степеней повышения давления в воздухозаборнике, степени повышения давления в компрессоре и коэффициента восстановления полного давления в камере сгорания равно произведению степени понижения давления в турбине и степени расширения газа в сопле, т. е.

$$\pi_V \cdot \pi_K \cdot \sigma_{КС} = \pi_T \cdot \pi_C. \quad (1.19)$$

Это равенство обращается в тождество, если степени повышения и понижения давления выразить через соответствующие отношения давлений. Смысл уравнения баланса давлений заключается в том, что статическое давление перед и за двигателем одинаковое, и поэтому суммарная степень понижения давления равна суммарной степени повышения давления.

Из уравнения баланса давлений (1.19) можно определить степень понижения давления в сопле

$$\pi_C = \frac{\pi_V \cdot \pi_K \cdot \sigma_{КС}}{\pi_T}. \quad (1.20)$$

Величина π_C является функцией работы всех узлов.

Из равенства (1.20), а также из упомянутых трех основных уравнений видна взаимозависимость работы всех узлов двигателя. Поэтому, чтобы проанализировать совместную работу всех узлов, определить положение рабочих точек на характеристиках

узлов и выяснить закономерности совместной работы, необходимо эти уравнения решить совместно методом последовательных приближений.

Подставив степень расширения газа в сопле π_c из уравнения (1.20) в выражение (1.9), получим уравнение совместной работы турбины и сопла, решенное с уравнением баланса давлений:

$$\pi_T = f(M_{II}, \pi_K, \sigma_{вх}, F_5, F_{ca}). \quad (1.21)$$

Подставив коэффициент восстановления давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх}$ из уравнения (1.3) в выражение (1.21), получим

$$\pi_T = f(M_{II}, \pi_K, \lambda_1, F_5, F_{ca}). \quad (1.22)$$

Из уравнения (1.22), которое представляет собой совместное решение уравнений (1.9), (1.19) и (1.3), следует, что степень понижения давления в турбине двигателя с нерегулируемыми характерными сечениями определяется числом M_{II} и положением рабочей точки на характеристике компрессора (π_K, λ_1). На двигателе с регулируемыми характерными сечениями величина π_T зависит, кроме того, от площади минимального сечения сопла и соплового аппарата турбины.

Подставив степень понижения давления в турбине π_T из уравнения (1.22) в выражение (1.18), получим уравнение совместной работы всех узлов

$$\sqrt{\frac{\pi_K}{\frac{k-1}{\pi_K^k} - 1}} = q(\lambda_1) \sqrt{\frac{c_p v_{1-3}}{f(M_{II}; \pi_K; \lambda_1; F_5; F_{ca}) \eta_M \eta_{отб}}} \cdot \frac{241 \cdot F_1}{\sigma_{кc}}. \quad (1.23)$$

Анализ уравнения (1.23) показывает, что положение рабочей точки на характеристике компрессора и закономерности совместной работы узлов зависят от целого ряда факторов ($\lambda_1, M_{II}, \eta_{отб}, v_{1-3}, F_5, F_{ca}$), в том числе от типа двигателя и условий его работы. Так, например, для одновального ТВД, в отличие от ТРД, положение рабочей точки зависит от коэффициента $\eta_{отб}$, характеризующего отбор мощности. Положение рабочей точки на характеристике компрессора зависит от условий работы двигателя: от числа M_{II} и коэффициента v_{1-3} , характеризующего отбор воздуха на самолетные нужды, а также от регулирования площади сопла и соплового аппарата турбины. Поэтому изучать особенности совместной работы узлов и характеристики ГТД целесообразно по типам двигателей. Во второй главе будет рассмотрена совместная работа узлов одновального ТРД ($\eta_{отб}=1$) с нерегулируемыми характерными сечениями и без отбора воздуха на самолетные нужды ($v_{1-3}=\text{const}$).

1.5. ВЫВОДЫ

1. Положение рабочей точки на характеристике диффузора и параметры, характеризующие работу диффузора, т. е. коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{пх}$ и коэффициент расхода φ , определяются из условия совместной работы диффузора и компрессора.

2. Степень понижения давления в турбине выполненного двигателя определяется из условия совместной работы турбины и сопла. Для двигателя с нерегулируемыми характерными сечениями величина π_T сохраняется постоянной на режимах сверхкритического истечения газа из сопла; на режимах докритического истечения величина π_T однозначно определяется степенью расширения газа в сопле. Изменение π_T объясняется изменением сопротивления на выходе из турбины вследствие изменения приведенного расхода газа через сопло, т. е. газодинамическим дросселированием турбины. На двигателе с регулируемыми характерными сечениями величина π_T может изменяться изменением площади минимального сечения сопла или соплового аппарата турбины.

3. Увеличение степени подогрева рабочего тела в камере сгорания $\frac{T_3^*}{T_2^*}$ приводит, при прочих равных условиях, к снижению коэффициента скорости λ_2 на выходе из компрессора, вследствие теплового дросселирования компрессора. В общем случае величина λ_2 зависит еще от гидравлического, расходного, геометрического и газодинамического дросселирования.

4. Постоянному значению коэффициента скорости за компрессором λ_2 соответствует линия постоянного сопротивления на характеристике компрессора. Снижение коэффициента λ_2 сдвигает эту линию к границе неустойчивой работы. При заданном значении $q(\lambda_1)$ или $n_{пр}$ величина λ_2 однозначно определяет положение рабочей точки на характеристике компрессора.

5. Постоянному отношению температур $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ соответствует линия на характеристике компрессора. Увеличение отношения $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ при прочих равных условиях сдвигает эту линию к границе неустойчивой работы.

6. На выполненном ГТД с нерегулируемыми проходными сечениями, без отбора воздуха и на режимах сверхкритического истечения из соплового аппарата турбины положение рабочей точки на характеристике компрессора при $n_{пр} = \text{const}$ или при $q(\lambda_1) = \text{const}$ может изменяться только за счет изменения отно-

шения температур $\frac{T_{\text{н}}^*}{T_{\text{н}}}$, т. е. только за счет изменения теплового дросселирования компрессора. В общем случае положение рабочей точки зависит, кроме того, от геометрического, гидравлического, газодинамического и расходного дросселирования компрессора.

7. Совместное решение уравнений неразрывности и баланса мощности компрессора и турбины дает уравнение совместной работы узлов турбокомпрессора. Анализ этого уравнения показывает, что совместная работа узлов турбокомпрессора накладывает определенные ограничения на положение рабочей точки на характеристике компрессора.

8. Приведенный расход газа в сечении на выходе из какого-либо узла, а при постоянной площади сечения и коэффициент скорости в данном сечении характеризуют сопротивление системы, сопротивление выходной сети, которая находится за этим узлом и на которую работает данный узел.

9. Решение четырех уравнений совместной работы — диффузора и компрессора, турбины и сопла, узлов турбокомпрессора и уравнения баланса давлений — дает уравнение совместной работы всех узлов. Закономерности совместной работы узлов зависят от типа двигателя, его схемы и условий работы.

Контрольные вопросы

1. От каких факторов зависит коэффициент расхода через дозвуковой диффузор?

2. Чем принципиально отличается совместная работа дозвукового диффузора и компрессора от совместной работы сверхзвукового диффузора и компрессора?

3. От каких факторов зависит положение рабочей точки на характеристике сверхзвукового диффузора? Какова физика влияния этих факторов?

4. От каких факторов зависит коэффициент скорости на входе в камеру сгорания λ_2 ? Каков физический смысл влияния этих факторов?

5. Как положение рабочей точки на характеристике компрессора зависит от сети, на которую работает компрессор?

6. От каких факторов зависит степень понижения давления в турбине выполненного ГТД с неизменными проходными сечениями? Каков физический смысл влияния этих факторов?

7. Какая разница в определении степени понижения давления в турбине проектируемого и выполненного ГТД?

8. Объясните физический смысл влияния регулирования минимального сечения сопла и минимального сечения соплового аппарата турбины на величину степени понижения давления в турбине.

9. Каковы особенности совместной работы двухвальной (двухкаскадной) турбины и сопла?

10. Каким условиям должна удовлетворять совместная работа компрессора и турбины? Сделайте вывод и краткий анализ уравнения совместной работы узлов турбокомпрессора.

11. Какие ограничения на положение рабочей точки на характеристике компрессора накладывает уравнение неразрывности потока, проходящего через компрессор и турбину?

12. Какие параметры связывает уравнение баланса мощности компрессора и турбины? Проанализируйте эту связь.

13. Перечислите четыре уравнения совместной работы узлов ГТД и дайте метод их решения.

14. От каких факторов зависит в общем случае положение рабочей точки на характеристике компрессора ГТД?

15. Сформулируйте основные выводы первой главы.

Задачи

1. Какой параметр диффузора изменится и на сколько для случая работы двигателя при числе $M_n = 2,2$, если коэффициент скорости перед компрессором λ_1 увеличится от 0,52 до 0,55? Площадь входа в сверхзвуковой диффузор и его коэффициент расхода равны: $F_0 = 0,8 \text{ м}^2$, $\varphi = 1$. Площадь входа в компрессор $F_1 = 0,65 \text{ м}^2$.

2. Какой параметр диффузора изменится и на сколько для случая работы двигателя на высоте $H = 11 \text{ км}$ при числе $M_n = 0,8$, если коэффициент скорости перед компрессором λ_1 увеличился от 0,65 до 0,7? Площадь входа в дозвуковой диффузор и коэффициент восстановления полного давления равны: $F_0 = 0,7 \text{ м}^2$, $\sigma_{вх} = 0,98$. Площадь входа в компрессор $F_1 = 0,45 \text{ м}^2$.

3. В выполненном двигателе со сверхкритическим истечением газа из первого соплового аппарата турбины степени подогрева воздуха в камере сгорания $\frac{T_3^*}{T_2^*}$

$= 2,5$ соответствует коэффициент скорости за компрессором $\lambda_2 = 0,32$. Как изменится коэффициент скорости за компрессором, если степень подогрева возрастает до $\frac{T_3^*}{T_2^*} = 3$. Коэффициенты $\sigma_{к.с.}$, v_{2-3} принять постоянными.

4. Компрессор имеет следующие параметры: степень повышения давления $\pi_k = 10$; КПД $\eta_k = 0,83$, коэффициенты скорости перед и за компрессором $\lambda_1 = 0,65$; $\lambda_2 = 0,33$. В результате дросселирования коэффициент скорости за компрессором упал до $\lambda_2 = 0,3$. Определить:

а) как изменится коэффициент скорости перед компрессором, если π_k и КПД сохраняются неизменными?

б) как изменится степень повышения давления компрессора, если КПД и λ_1 сохраняются неизменными?

5. Расход газа, полное давление и температура на входе в турбину выполненного ГТД соответственно равны: $G_{ГТД} = 100 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, $p_3^* = 14,7 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $T_3^* = 1400 \text{ К}$.

Определить степень понижения давления в турбине, если при сверхкритическом истечении площадь минимального сечения сопла равна $F_5 = 0,3 \text{ м}^2$, коэффициент восстановления полного давления в сопле $\sigma_c = 0,97$, КПД турбины $\eta_t^* = 0,92$. Изменением массы рабочего тела по тракту турбины пренебречь ($v_{3-5} = 1$).

6. Заданы характеристики турбины и сопла (рис. 1. 5 и 1. 6). Рассчитать зависимость $\pi_t = f(\pi_c)$ для случая, когда $v_{3-5} = 1$.

7. ТРД, работая на земле ($M_n = 0$) при САУ, имеет параметры: $\pi_k = 10$; $q(\lambda_1) = 0,8$; $T_3^* = 1300 \text{ К}$. Нанести сетку линий $\frac{T_3^*}{T_n^*} = \text{const}$ на характеристику компрессора, изображенную на рис. 1. 12.

8. ТРД, работая на земле ($M_n = 0$) при САУ, имеет параметры: $\pi_k = 14$, $T_3^* = 1400 \text{ К}$. Определить из условия баланса мощности, как изменится π_k при увеличении температуры газа перед турбиной до 1500 К . Степень понижения давления в турбине и КПД узлов предполагаются постоянными.

Глава 2. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ УЗЛОВ ОДНОВАЛЬНОГО ТРД С НЕРЕГУЛИРУЕМЫМИ ПРОХОДНЫМИ СЕЧЕНИЯМИ

В первой главе было получено уравнение совместной работы всех узлов одновального ГТД и показано, что в общем случае положение рабочей точки на характеристике компрессора зависит от большого числа факторов. Рассмотрим это уравнение для частного случая: для работы одновального ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями.

2.1. ЛИНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ

Анализ совместной работы узлов одновального ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями начнем с уравнения совместной работы узлов турбокомпрессора. В уравнении (1.18) коэффициент, характеризующий отбор мощности потребителю $\eta_{отб}$, примем постоянным и равным единице, так как у ТРД мощность отбирается только на привод агрегатов, чем можно пренебречь. Тогда уравнение совместной работы узлов турбокомпрессора ТРД запишется в следующем виде:

$$\sqrt{\frac{\pi_{к*}}{\pi_{к*} - 1}} = q(\lambda_1) \sqrt{\frac{c_p v_{1-3}}{\left(1 - \frac{1}{k_T - 1}\right) \eta_T \eta_M}} \cdot \frac{241 F_1}{\sigma_{кс} G_{зпр}} \quad (2.1)$$

В уравнении (2.1) площадь на входе в компрессор F_1 — величина постоянная, коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания $\sigma_{к.с}$ и механический КПД η_M могут быть приняты постоянными, так как на рабочих режимах двигателя они изменяются незначительно. Коэффициент v_{1-3} , характеризующий изменение массы рабочего тела в сечении перед турбиной, также можно принять постоянным, так как рассматривается случай работы двигателя без отбора воздуха на самолетные нужды, а изменением массы топлива в общем расходе газа можно пренебречь. Пренебрегаем также изменением относительной теплоемкости c_p и показателей адиабаты рабочего тела k и k_T . При-

веденный расход $G_{\text{зпр}}$ и КПД турбины η_T^* определяются в зависимости от степени понижения давления в турбине π_T . А степень понижения давления, как было показано выше, зависит от степени расширения газа в сопле. Рассмотрим уравнение (2.1) сначала для сверхкритического истечения газа из сопла, а потом для докритического.

На режимах критического и сверхкритического истечения степень понижения давления в турбине π_T сохраняется постоянной. Поэтому все величины в правой части уравнения (2.1), за исключением относительной плотности тока, сохраняются постоянными. Тогда уравнение совместной работы всех узлов ТРД для случая сверхкритического истечения газа из сопла принимает вид

$$\sqrt{\frac{\pi_K}{k-1} \frac{\pi_K^{\frac{k}{k-1}} - 1}{\pi_K}} = \text{const} \cdot q(\lambda_1), \quad (2.2)$$

где

$$\text{const} = \sqrt{\frac{\pi_{T1-3}}{\left(1 - \frac{1}{\pi_T} \frac{k}{k-1}\right) \eta_T^* \eta_M} \cdot \frac{241 F_1}{\sigma_{\text{КС}} G_{\text{зпр}}}}$$

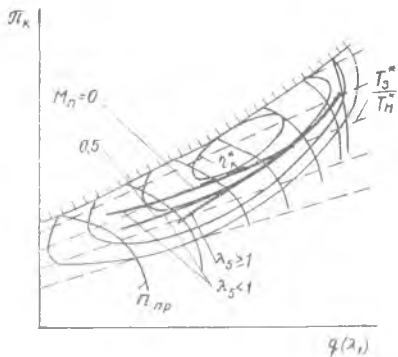
и определяется характеристиками узлов двигателя.

Уравнение (2.2) представляет собой зависимость степени повышения давления в компрессоре π_K от относительной плотности тока на входе в компрессор. Совместная работа всех узлов сужает область возможных сочетаний π_K и $q(\lambda_1)$ (область возможного положения рабочих точек на характеристике компрессора) до одной линии, которую называют линией совместной работы. Таким образом, линией совместной работы называется геометрическое место точек на характеристике компрессора, удовлетворяющее условию совместной работы всех узлов.

В рассматриваемом случае положение линии совместной работы однозначно определяется характеристиками узлов данного двигателя и не зависит ни от каких других факторов. Это означает, что при изменении расхода топлива через двигатель и при изменении внешних условий величины π_K и $q(\lambda_1)$ хотя и изменяются, но всегда остаются на одной линии. Другие сочетания значений π_K и $q(\lambda_1)$, не лежащие на линии совместной работы, не могут быть получены при работе данного ТРД с неизменными проходными сечениями на установившихся режимах без отбора воздуха на самолетные нужды. Это значительно упрощает анализ совместной работы узлов.

Линия совместной работы для режимов критического и сверхкритического истечения из сопла (рис. 2.1) может быть легко постро-

Рис. 2. 1. Характеристика компрессора с линией совместной работы



ена на характеристике компрессора по уравнению (2.2). При этом целесообразно задаться различными значениями $q(\lambda_1)$, определить правую часть уравнения (2.2), а затем определить величину π_k по заранее рассчитанной номограмме

$$\pi_k = f \left(\frac{\pi_k}{\frac{k-1}{k} - 1}, \frac{\pi_k}{\frac{k-1}{k} - 1} \right),$$

которая дается в приложении 3. Коэффициент полезного действия компрессора η_k^* подбирается методом последовательных приближений в зависимости от величин π_k и $q(\lambda_1)$, определяющих положение рабочей точки на характеристике компрессора.

Перейдем к анализу совместной работы всех узлов ТРД на режимах докритического истечения газа из сопла. В этом случае, чтобы определить место возможного расположения рабочей точки на характеристике компрессора, нужно совместно решить четыре основных уравнения работы узлов ТРД, как это было сделано в разделе 1.4 в общем виде. Величина π_k , а следовательно и положение рабочей точки на характеристике компрессора, зависит, согласно уравнению (2.1), не только от величины $q(\lambda_1)$, но и от степени понижения давления газа в турбине. Величина π_t зависит в свою очередь от степени расширения газа в сопле π_c (см. уравнение 1.8). А величина π_c определяется из уравнения баланса давлений для всех узлов двигателя (1.20). Решив уравнение совместной работы турбины и сопла (1.8) совместно с уравнением баланса давлений (1.20), найдем

$$\pi_t = f(\pi_\Sigma), \quad \pi_c = f_1(\pi_\Sigma), \quad (2.3)$$

где $\pi_\Sigma = \pi_v \cdot \pi_k$ — суммарная степень повышения давления в двигателе.

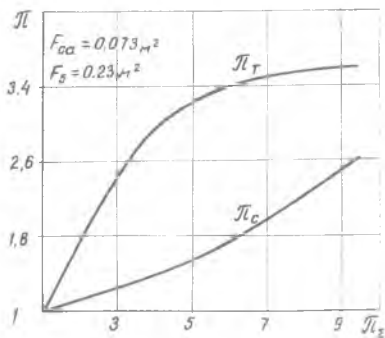


Рис. 2.2. Распределение суммарной степени повышения давления в двигателе между турбиной и соплом

Зависимости (2.3) являются частными случаями уравнения (1.21) для нерегулируемых турбины и сопла. Они показывают, что степень понижения давления в турбине и степень расширения газа в сопле, а следовательно и положение рабочих точек на характеристиках этих узлов, однозначно определяются суммарной степенью повышения давления в двигателе и не зависят больше ни от каких факторов.

Результаты совместного решения уравнения баланса давлений и уравнения совместной работы турбины и сопла показаны на рис. 2.2. Распределение суммарной степени повышения давления между турбиной и соплом рассчитывается по той же методике, что и кривые на рис. 1.7, но с учетом уравнения баланса давлений (1.20). Проведенный в разделе 1.2 анализ протекания зависимостей $\pi_T = f(\pi_c)$ относится и к кривым на рис. 2.2. Зависимость степени понижения давления в турбине и степени расширения газа в сопле от суммарной степени повышения давления облегчает анализ характеристик двигателя. В этом случае достаточно установить влияние внешних условий и режима работы двигателя на суммарную степень повышения давления, и величины π_T и π_c становятся известными.

Суммарная степень повышения давления в двигателе определяется числом M_{II} , степенью повышения давления в компрессоре и коэффициентом восстановления полного давления в диффузоре. Величина же $\sigma_{вх}$, согласно уравнению (1.3), зависит от числа M_{II} и коэффициента скорости на входе в компрессор λ_1 . Учитывая это, можно записать

$$\pi_T = f(M_{II}, \pi_K, \lambda_1), \quad \pi_c = f_1(M_{II}, \pi_K, \lambda_1), \quad (2.4)$$

т. е. степень понижения давления в турбине и степень расширения в сопле выполненного ТРД определяются числом M_{II} и положением рабочей точки на характеристике компрессора.

Следовательно, величины π_T , $G_{зпр}$ и η_T^* в уравнении (2.1) определяются числом M_{II} и положением рабочей точки на характе-

ристикe компрессора. Заменяя в уравнении (2.1) значения этих величин зависимостями (2.4), получаем

$$\frac{\pi_{\kappa}}{\frac{\pi_{\kappa}^R - 1}{\gamma_{\kappa}^*}} = q(\lambda_1) \sqrt{\frac{c_p \gamma_1 - 3}{f(M_{\text{II}}, \pi_{\kappa}, \lambda_1) \gamma_M}} \cdot \frac{241 F_1}{\pi_{\kappa}^*} \quad (2.5)$$

Уравнение совместной работы всех узлов одновального ТРД с неизменными проходными сечениями (2.5) получено для общего случая работы на режимах докритического истечения газа из сопла. Оно связывает в неявной форме величины π_{κ} и λ_1 , определяющие положение рабочей точки на характеристике компрессора, с числом M_{II} и с целым рядом КПД, коэффициентов потерь и геометрических параметров выполненного двигателя. Это уравнение может быть получено из уравнения (1.23) при

$$\gamma_{\text{отб}} = 1, \quad F_5 = \text{const}, \quad F_{\text{са}} = \text{const}.$$

Все величины, входящие в правую часть уравнения (2.5), либо постоянны, либо зависят от числа M_{II} , либо, наконец, зависят от положения рабочей точки на характеристике компрессора. Поэтому уравнение совместной работы всех узлов ТРД принимает вид

$$\pi_{\kappa} = f[q(\lambda_1), M_{\text{II}}]. \quad (2.6)$$

Функциональную зависимость (2.6) можно получить в виде кривой и нанести на характеристику компрессора как результат совместного графического решения уравнений (2.1) и (2.3) с характеристиками всех узлов. Указанные уравнения решаются методом последовательных приближений и наиболее целесообразно — при условии $\pi_{\kappa} = \text{const}$; а для первого приближения величину $q(\lambda_1)$ можно взять с линии совместной работы на характеристике компрессора, соответствующей $\lambda_5 \geq 1$. Использование номограмм (приложения 1 и 3) и заранее рассчитанной зависимости $\pi_{\text{T}} = f(\pi_{\kappa})$ облегчает решение задачи. Результаты такого решения показаны на рис. 2.1.

Анализ рис. 2.1 показывает, что в случае докритического истечения газа из сопла уравнение совместной работы всех узлов дает линию совместной работы на характеристике компрессора только при определенном числе M_{II} . При изменении числа M_{II} положение линии изменяется.

Рассмотрим влияние числа M_{II} на положение линии совместной работы. Примем для простоты:

$$T_{\text{II}}^* = \text{const}, \quad n = \text{const}.$$

Снижение числа M_{II} приводит к уменьшению степени повышения давления в воздухозаборнике π_v , к уменьшению суммарной сте-

пени повышения давления π_{Σ} , степени расширения в сопле π_c и степени понижения давления в турбине π_t (см. рис. 2.2). Снижение величины π_t приводит, согласно уравнению (2.1), к увеличению степени повышения давления в компрессоре. Рабочая точка на характеристике компрессора сдвигается вверх. Это объясняется тем, что снижение π_t уменьшает работу турбины и нарушает баланс мощности компрессора и турбины. Располагаемая мощность турбины становится меньше мощности, потребной для вращения компрессора, что ведет к уменьшению частоты вращения ротора. Для увеличения частоты вращения и обеспечения условия $n = \text{const}$ повышается расход топлива через камеру сгорания, что ведет к росту температуры газа перед турбиной и работы турбины. Баланс мощности компрессора и турбины восстанавливается (см. уравнение 1.17). Однако рост температуры T_3^* приводит к тепловому дросселированию компрессора и к увеличению степени повышения давления в компрессоре (см. уравнения 1.12, 1.13 и 1.14), а следовательно, к смещению линии совместной работы на характеристике компрессора.

При работе двигателя на режимах докритического истечения из сопла (далеких от $\lambda_5 = 1,0$) и пониженных значений π_t степень повышения давления π_k при снижении числа M_{II} увеличивается еще больше за счет газодинамического дросселирования компрессора вследствие снижения приведенного расхода газа через турбину (см. уравнение 2.1).

Таким образом, смещение линии совместной работы к границе неустойчивых режимов при снижении числа M_{II} объясняется в итоге дросселирующим действием сопла на турбину (уменьшение величины π_c ведет к снижению приведенного расхода газа через сопло G_{IIp} и к газодинамическому дросселированию турбины). Это приводит к соответствующему тепловому и газодинамическому дросселированию компрессора.

Итак, условие совместной работы узлов сужает область возможного положения рабочих точек на характеристике компрессора и делит эту область на две характерные зоны: зону, в которой линия совместной работы не расслаивается, и зону, в которой линия совместной работы расслаивается по числу M_{II} . Первая соответствует режимам сверхкритического, вторая — докритического истечения газа из сопла. В зоне расслоения верхняя линия совместной работы на характеристике компрессора соответствует $M_{II} = 0$, а нижняя — случаю $\lambda_5 \geq 1$.

Линия совместной работы является одним из наиболее важных понятий теории ВРД. Далее будет показано, что линия совместной работы связывает параметры рабочего процесса с режимами работы двигателя и с внешними условиями; эта линия необходима для выбора закона регулирования двигателя, для расчета и анализа высотно-скоростных характеристик, а также для оценки запасов устойчивой работы компрессора.

2.2. ПОДОБНЫЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ

Рассмотрим работу двигателя в одной какой-либо точке на линии совместной работы.

При решении уравнений совместной работы узлов можно было видеть, что данному положению рабочей точки на характеристике компрессора однозначно соответствуют положения рабочих точек на характеристиках всех других узлов. Значит, положение рабочей точки на характеристике компрессора однозначно определяет параметры не только компрессора, но и всех других узлов. Покажем это.

Пусть заданы число M_{Π} и относительная плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_1)$, а внешние условия (температура и давление наружного воздуха, высота и скорость полета) могут в общем случае изменяться. При этом рабочая точка на характеристике компрессора определяется однозначно, и ее положение сохраняется неизменным. Характеристикой компрессора определяются также степень повышения давления в компрессоре π_K , КПД компрессора η_{*K} и приведенная частота вращения ротора $n_{пр}$. Тогда, согласно уравнению совместной работы диффузора и компрессора (1.3), число M_{Π} и коэффициент скорости на входе в компрессор λ_1 однозначно определяют положение рабочей точки на характеристике диффузора и величину коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх}$ и коэффициента расхода φ . Имеющиеся величины определяют суммарную степень повышения давления двигателя $\pi_{\Sigma} = \pi_T \cdot \pi_K$, в зависимости от которой, согласно уравнению (2.3), определяются степень понижения давления в турбине π_T и степень расширения газа в сопле π_c . Величины π_c и π_T определяют в свою очередь положение рабочих точек на характеристиках сопла и турбины, т. е.

$$G_{дпр}; \varphi_c = f(\pi_c); \quad G_{зпр}; \gamma_{*T} = f(\pi_T).$$

Кроме того, при неизменном положении рабочей точки на характеристике компрессора сохраняются постоянными отношения температур (давлений) в двух произвольных сечениях двигателя, в том числе сохраняются постоянными отношения температур (давлений) в любом сечении двигателя к температуре (давлению) на входе в двигатель. Так, величины π_K и η_{*K} определяют отношения температуры и давления за компрессором к их значениям перед компрессором, а следовательно, к температуре и давлению на входе в двигатель, поскольку $T_{*1} = T_{*\Pi}$, а $P_{*1} = P_{*\Pi} \cdot \sigma_{вх}$, где коэффициент $\sigma_{вх}$, как было показано, сохраняется неизменным

$$\frac{T_2^*}{T_{\Pi}^*} = 1 + \frac{\frac{k-1}{2} \frac{v_K^2}{a_K^*}}{\gamma_{*K}} + \frac{P_2^*}{P_{\Pi}^*} = \pi_K \cdot \sigma_{вх},$$

Отношение температуры газа перед турбиной к температуре воздуха перед двигателем может быть определено из уравнения неразрывности потока для сечений 1—1 и 3—3 (1.14)

$$\frac{T_3^*}{T_n^*} = \left[\frac{\tau_k}{q(\lambda_1)} \cdot \frac{\tau_{kc} \cdot G_{3пр}}{241 v_{1-3} F_1} \right]^2$$

При данном положении рабочей точки на характеристике компрессора это отношение также сохраняется постоянным. Сохраняется постоянным и отношение температуры газа за турбиной к температуре газа перед турбиной, так как оно является функцией только степени понижения давления в турбине и ее КПД

$$\frac{T_4^*}{T_3^*} = 1 - \eta_{т} \left(1 - \frac{1}{\tau_{т} k_{\Gamma}^{-1}} \right)$$

Отношение температуры газа за турбиной к температуре воздуха на входе в двигатель

$$\frac{T_4^*}{T_n^*} = \left(\frac{T_3^*}{T_n^*} \right) \left(\frac{T_4^*}{T_3^*} \right)$$

при этом также сохраняется неизменным.

Режимы работы двигателя, при которых положение рабочих точек на характеристиках всех узлов и относительные параметры сохраняются неизменными, а абсолютные параметры изменяются при изменении внешних условий, называются подобными.

На подобных режимах обеспечивается, как известно, геометрическое и кинематическое подобие. Под геометрическим подобием в данном случае понимается постоянство геометрических размеров проточной части при работе двигателя в различных атмосферных условиях. Кинематическое подобие предполагает подобие треугольников скоростей в любом данном сечении при изменении внешних условий. Геометрическое и кинематическое подобие влечет за собой подобие физических процессов. Именно подобием физических процессов объясняется постоянство КПД узлов и всех относительных параметров при работе двигателя на подобных режимах.

Изучение подобных режимов работы имеет большой практический интерес, так как позволяет получить простые формулы для пересчета характеристик двигателя, которые он развивает при одних внешних условиях, на характеристики при других условиях.

С помощью таких формул можно по характеристикам, полученным в результате испытания при любых атмосферных условиях, определить параметры при стандартных атмосферных условиях (САУ) и в этих условиях сравнивать характеристики различных двигателей друг с другом. В качестве стандартных атмосферных

условий на земле (на уровне моря) принимаются следующие параметры воздушного потока:

$$T_n^* = 288K; \quad p_n^* = 1,013 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Определение параметров в стандартных условиях по их значениям при любых атмосферных условиях называется приведением параметров двигателя к САУ. А формулы, по которым приводятся параметры, называются формулами приведения.

Получим формулы приведения для температуры и давления в любом сечении двигателя.

На подобных режимах отношение температур (давлений) в любом i -ом сечении двигателя к температуре (давлению) на входе в двигатель сохраняется, как уже было показано, постоянным, т. е.:

$$\frac{T_i^*}{T_n^*} = \text{const}, \quad \frac{p_i^*}{p_n^*} = \text{const}.$$

Это означает, что на подобных режимах при изменении параметров воздушного потока на входе в двигатель температура и давление в любом сечении тракта изменяются пропорционально изменению величин T_n^* и p_n^* . Поэтому стандартным условиям на входе в двигатель соответствуют вполне определенные параметры в любом сечении газового тракта двигателя, которые называются приведенными параметрами и обозначаются индексом «пр». Тогда отношение температур и давлений можно записать в следующем виде:

$$\frac{T_i^*}{T_n^*} = \frac{T_{i\text{пр}}^*}{288} = \text{const}, \quad \frac{p_i^*}{p_n^*} = \frac{p_{i\text{пр}}^*}{1,013 \cdot 10^5} = \text{const}. \quad (2.7)$$

Откуда следуют формулы приведения:

$$T_{i\text{пр}}^* = T_i^* \frac{288}{T_n^*}, \quad p_{i\text{пр}}^* = \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_n^*}. \quad (2.8)$$

Получим формулу для приведения скорости потока в любом сечении двигателя.

При работе двигателя на подобных режимах коэффициент скорости на входе в компрессор λ_1 сохраняется постоянным. Если величины λ_1 , π_k и η_k^* постоянны, то, согласно (1.13), сохраняется постоянным также коэффициент скорости за компрессором. Коэффициенты скорости в сечениях перед и за турбиной однозначно определяются приведенными расходами газа через турбину $G_{3\text{пр}}$ и сопло $G_{4\text{пр}}$, которые сохраняются постоянными. Коэффициент скорости на выходе из сопла λ_5 однозначно определяется величинами π_c и φ_c и также сохраняется постоянным. На подобных режимах работы двигателя числа λ и M , характеризующие движение потока, сохраняются постоянными в любом сечении.

Тогда для скорости потока в любом i -ом сечении можно записать:

$$\lambda_i = \text{const}, \quad \frac{c_i}{\sqrt{T_i^*}} = \text{const},$$

или

$$\frac{c_i}{\sqrt{T_i^*}} = \frac{c_{i\text{пр}}}{\sqrt{T_{i\text{пр}}^*}} = \text{const}.$$

Учитывая, что температура T_i^* на подобных режимах пропорциональна температуре на входе в двигатель (см. уравнение 2.7), получаем

$$\frac{c_i}{\sqrt{T_H^*}} = \frac{c_{i\text{пр}}}{\sqrt{288}} = \text{const}. \quad (2.9)$$

Откуда формула приведения для скорости потока имеет вид

$$c_{i\text{пр}} = c_i \sqrt{\frac{288}{T_H^*}}, \quad \text{или} \quad c_i = c_{i\text{пр}} \sqrt{\frac{T_H^*}{288}}. \quad (2.10)$$

Таким образом, на подобных режимах работы двигателя скорость потока в любом сечении изменяется пропорционально корню квадратному из полной температуры на входе в двигатель.

Сказанное справедливо не только для абсолютной или осевой скорости, но и для окружной. Поскольку окружная скорость пропорциональна частоте вращения ротора, то можно записать формулу приведения для частоты вращения:

$$n_{\text{пр}} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}}, \quad \text{или} \quad n = n_{\text{пр}} \sqrt{\frac{T_H^*}{288}}. \quad (2.11)$$

Из формулы (2.11) видно, что приведенная и физическая частота вращения ротора неоднозначно определяют друг друга. Соотношение между ними зависит от полной температуры воздушного потока перед двигателем. Снижение приведенной частоты вращения не означает снижение физической частоты вращения. Оно может быть вызвано ростом температуры T_H^* при постоянной физической или даже при увеличивающейся физической частоте вращения. Величины n и $n_{\text{пр}}$ связаны между собой однозначно только при постоянной температуре на входе в двигатель.

Получим формулу приведения для расхода воздуха, проходящего через двигатель. Расход воздуха выразим через параметры в сечении 1—1.

$$G_B = \frac{m_{\text{кр}} \cdot p_H^* \sigma_{\text{вх}} F_1 q(\lambda_1)}{\sqrt{T_H^*}}.$$

Учитывая, что относительная плотность тока $q(\lambda_1)$ на подобных режимах сохраняется неизменной, можно записать формулу для приведенного расхода воздуха $G_{в.пр.}$, который получается при стандартных значениях давления и температуры в сечении Н—Н на входе в двигатель, т. е.

$$G_{в.пр.} = \frac{m_{кр} \cdot 1,013 \cdot 10^5 \cdot \sigma_{вх} \cdot F_1 q(\lambda_1)}{\sqrt{288}}$$

Деля одно на другое, получаем формулу приведения:

$$G_{в.пр.} = G_v \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_n^*} \sqrt{\frac{T_n^*}{288}}, \quad \text{или} \quad G_v = G_{в.пр.} \frac{p_n^*}{1,013 \cdot 10^5} \sqrt{\frac{288}{T_n^*}}. \quad (2.12)$$

Следовательно, расход воздуха через двигатель на подобных режимах изменяется пропорционально давлению на входе и обратно пропорционально корню квадратному из температуры воздуха на входе в двигатель. Физический расход воздуха может изменяться весьма значительно на подобных режимах при изменении внешних условий. Например, на высоте 11 км он примерно в четыре раза меньше, чем на земле при одинаковом приведенном расходе воздуха.

Для оценки характеристик компрессора, турбины и сопла обычно пользуются приведенными расходами соответственно: через компрессор — $G_{1пр.}$, турбину — $G_{3пр.}$ и сопло $G_{4пр.}$. Эти расходы определяются также по формуле (2.12), но вместо параметров в сечении Н—Н подставляются параметры в соответствующих сечениях (1—1, 3—3 и 4—4). Тогда в общем случае выражение для приведенного расхода газа через i -ое сечение имеет вид

$$G_{iпр.} = G_i \frac{1,013 \cdot 10^5}{\rho_i^*} \sqrt{\frac{T_i^*}{288}}. \quad (2.13)$$

Отсюда можно заключить, что приведенным расходом газа называется расход, который действительно проходит через данное сечение при заданном постоянном значении коэффициента скорости и при стандартных значениях полного давления и температуры в этом сечении. Приведенный расход однозначно определяется относительной плотностью тока и площадью сечения и на подобных режимах сохраняется неизменным, т. е.

$$G_{iпр.} = \text{const} \cdot F_i \cdot q(\lambda_i), \quad (2.14)$$

где константа равна $241 \frac{\text{кг}}{\text{с} \cdot \text{м}^2}$ для воздуха и $237 \frac{\text{кг}}{\text{с} \cdot \text{м}^2}$ — для газа.

Приведенные расходы воздуха через компрессор и через двигатель связаны соотношением

$$\frac{G_{в.пр.}}{G_{1пр.}} = z_{0вк.}$$

Получим формулу приведения для удельной тяги. Если в выражение

$$R_{уд} = c_5 v_{1-5} - V_{II}$$

подставить приведенные значения скоростей c_5 и V_{II} , найденные по формулам (2.10), то получим

$$R_{уд.пр} = R_{уд} \sqrt{\frac{288}{T_n^*}}. \quad (2.15)$$

Формула (2.15) не отличается от формулы приведения скорости потока, так как удельная тяга пропорциональна разности скоростей.

Подставив величины $R_{уд}$ и G_v , выраженные согласно (2.15) и (2.12) через их приведенные значения, в формулу

$$R = R_{уд} \cdot G_v,$$

получим формулу приведения тяги:

$$R_{пр} = R \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_n^*}, \text{ или } R = R_{пр} \frac{p_n^*}{1,013 \cdot 10^5}. \quad (2.16)$$

Тяга двигателя на подобных режимах пропорциональна давлению на входе в двигатель и, как и расход воздуха, может изменяться в широких пределах. Она не зависит от температуры наружного воздуха. Последнее объясняется тем, что изменение температуры приводит к противоположному изменению расхода воздуха и скорости истечения, которые компенсируют друг друга.

Получим формулу приведения для расхода топлива. Поделив правую и левую части формулы для относительного расхода топлива

$$q_1 = \frac{c_{p.m}(T_3^* - T_2^*)}{H_u \cdot \eta_{кв}}$$

на температуру T_n^* , получим

$$\frac{q_T}{T_n^*} = \frac{c_{p.m}}{H_u \cdot \eta_{кв}} \left(\frac{T_3^*}{T_n^*} - \frac{T_2^*}{T_n^*} \right),$$

где $c_{p.m}$ — средняя теплосмкость газа в интервале температур $(T_3^* - T_2^*)$.

В этом выражении параметры перед скобкой постоянны, отношения температур сохраняются на подобных режимах постоянными, поэтому отношение относительного расхода топлива к полной температуре на входе в двигатель также сохраняется постоянным

$$\frac{q_T}{T_n^*} = \frac{q_{1.пр}}{288} = \text{const}. \quad (2.17)$$

Откуда

$$q_{\tau, \text{пр}} = q_{\tau} \frac{288}{T_{\text{н}}^*}, \quad \text{или} \quad q_{\tau} = q_{\tau, \text{пр}} \frac{T_{\text{н}}^*}{288} \quad (2.18)$$

Поскольку относительный расход топлива на подобных режимах изменяется, то и коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = \frac{1}{q_{\tau} L_0},$$

характеризующий соотношение между расходом воздуха и расходом топлива, не сохраняется постоянным. Изменяется, следовательно, характер работы камеры. Таким образом, при работе двигателя на подобных режимах подобие процессов в камере сгорания, строго говоря, не обеспечивается.

Подставив величины q_{τ} и $G_{\text{в}}$, выраженные через их приведенные значения, в формулу для расхода топлива

$$G_{\tau} = \gamma_{\text{в} 1-3} \cdot q_{\tau} \cdot G_{\text{в}},$$

после преобразования получим формулу приведения расхода топлива

$$G_{\tau, \text{пр}} = G_{\tau} \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_{\text{н}}^*} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*}}, \quad \text{или} \quad G_{\tau} = G_{\tau, \text{пр}} \frac{p_{\text{н}}^*}{1,013 \cdot 10^5} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288}} \quad (2.19)$$

Формулу приведения для удельного расхода топлива получим, выразив часовой расход топлива и тягу через их приведенные значения и поделив одно на другое:

$$C_{\text{уд}, \text{пр}} = C_{\text{уд}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{н}}^*}} \quad (2.20)$$

Удельный расход топлива на подобных режимах не зависит от давления наружного воздуха. При снижении температуры наружного воздуха он уменьшается пропорционально корню квадратному из этой температуры.

На подобных режимах работы двигателя все приведенные параметры двигателя, как это следует из формул (2.7), (2.9), (2.14) и (2.17), сохраняются неизменными. Приведенные параметры имеют определенный физический смысл: это параметры двигателя при $T_{\text{н}}^* = 288 \text{ K}$, $p_{\text{н}}^* = 1,013 \cdot 10^5 \text{ Па}$ и $M_{\text{н}} = \text{const}$. В частности, при нулевой скорости полета они реализуются при стандартных атмосферных условиях на уровне моря.

Следует иметь в виду, что подобные режимы работы двигателя рассматривались при следующих допущениях:

- 1) свойства рабочего тела сохраняются неизменными;
- 2) изменение числа Рейнольдса не оказывает влияния на течение газовых потоков;

3) изменение внешних условий не приводит к изменению геометрических размеров двигателя, в том числе к изменению радиальных зазоров на лопатках компрессора и турбины;

4) поля давлений, температур и скоростей на входе в двигатель на различных режимах полета сохраняются подобными;

5) теплообмен с внешней средой отсутствует;

6) отсутствие подобия физико-химических и тепловых процессов в камере сгорания не влияет на установление подобных режимов работы двигателя.

Поэтому формулы приведения, полученные с перечисленными допущениями, страдают заметной неточностью, а исследование принятых допущений позволяет в каждом конкретном случае определить поправки к формулам приведения. Здесь, однако, эти вопросы рассматриваться не будут.

Остановимся на необходимых и достаточных условиях, при соблюдении которых режимы работы двигателя подобны, т. е. выясним, каковы критерии подобия. Выше было показано, что положение линии совместной работы на характеристике компрессора зависит только от числа $M_{п}$, а положение рабочей точки на линии совместной работы мы определяли в зависимости от относительной плотности тока на входе в компрессор $q(\lambda_1)$. Вместо величины $q(\lambda_1)$ можно брать любую другую величину, однозначно определяющую положение рабочей точки на линии совместной работы, например, степень повышения давления в компрессоре π_k , приведенную частоту вращения ротора $n_{пр}$ или отношение температур $\frac{T_3^*}{T_n^*}$.

На практике вместо $q(\lambda_1)$ в качестве критерия подобия часто оказывается более целесообразно брать приведенную частоту вращения ротора. При теоретическом анализе во многих случаях более целесообразно брать отношение $\frac{T_3^*}{T_n^*}$.

Число $M_{п}$ характеризует полетные условия работы двигателя, а второй критерий характеризует и внешние (T_n^*), и внутренние (T_3^*) условия работы двигателя, являясь обобщенным критерием.

Таким образом, число $M_{п}$ и отношение $\frac{T_3^*}{T_n^*}$ (или $n_{пр}$) — критерии подобия режимов работы двигателя. При сохранении их постоянными режимы работы двигателя подобны.

2.3. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Изменение критериев подобия ($M_{п}$ и $n_{пр}$) означает переход с одного подобного режима на другой и сопровождается изменением положения рабочих точек на характеристиках узлов, изменением

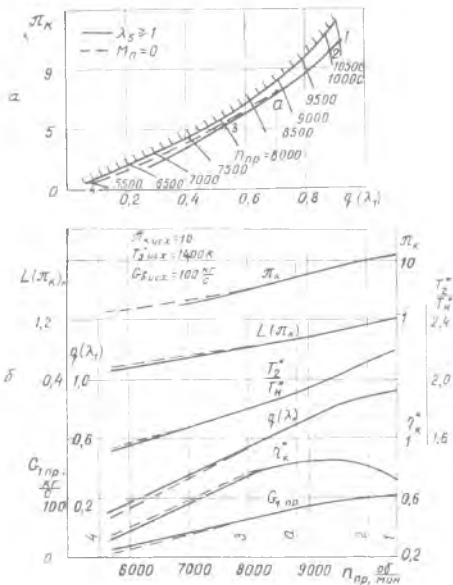


Рис. 2.3. Обобщенные характеристики ТРД (параметры компрессора):

a — характеристика компрессора с линией совместной работы; *б* — зависимость параметров компрессора от величины $n_{пр}$ и числа $M_{пр}$

относительных и приведенных параметров. Поэтому перечисленные параметры:

$$\pi_k, q(\lambda_1), \eta_{к*}, \frac{T_2^*}{T_1^*}, \bar{m}_T, G_{зпр}, \eta_{i_T}^*, \bar{m}_c, G_{4пр}, \psi_c, \frac{T_i^*}{T_H^*},$$

$$\frac{P_i^*}{P_H^*}, q_{т.пр.}, G_{т.пр.}, R_{уд.пр.}, C_{уд.пр.}, R_{пр}$$

есть функции величин $M_{пр}$ и $n_{пр}$. Эти функциональные зависимости включают все характерные параметры (в том числе тягу и удельный расход топлива), удовлетворяют условию совместной работы всех узлов и справедливы для любых атмосферных и полетных условий. Они представляют собой универсальные, обобщенные характеристики двигателя, т. е. зависимости относительных и приведенных параметров от критериев подобия.

Проанализируем обобщенные характеристики, начиная с линии совместной работы на характеристике компрессора. Кривые π_k , $q(\lambda_1)$ и $\eta_{к*}$ на рис. 2.3 представляют собой характеристику компрессора, развернутую по линии совместной работы и изображенную в зависимости от частоты вращения ротора. Величинами π_k и $\eta_{к*}$ определяется также отношение температур $\frac{T_2^*}{T_1^*}$.

Обобщенные характеристики, как и линия совместной работы, имеют две характерные зоны: сверхкритического истечения из

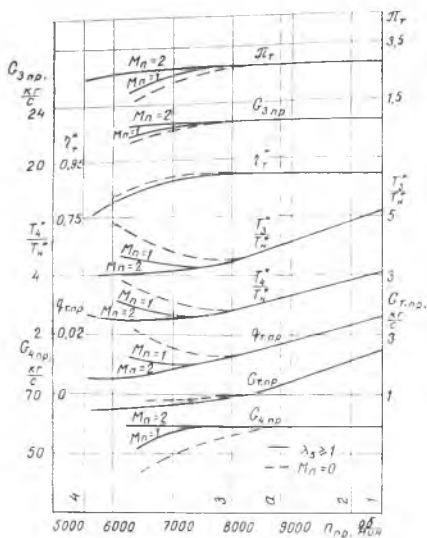


Рис. 2. 4. Обобщенные характеристики ТРД (параметры турбины, камеры сгорания и сопла)

сопла (см. зону 1-а на рис. 2.3 и 2.4) и докритического истечения из сопла (зона а-4).

В зоне сверхкритического истечения параметры турбокомпрессора двигателя (компрессора, камеры сгорания и турбины) и приведенный расход газа через сопло не зависят от числа M_{II} . Все перечисленные параметры зависят в этой зоне только от приведенной частоты вращения ротора. Величина последней однозначно определяет положение рабочей точки на характеристике и подобие режимов работы турбокомпрессора двигателя. Изменение числа M_{II} не нарушает подобие режимов турбокомпрессора двигателя, но приводит к изменению режимов работы диффузора и сопла. Поэтому, если при сверхкритическом истечении газа из сопла приведенная частота вращения ротора сохраняется неизменной, а число M_{II} изменяется, то такие режимы называются режимами частичного подобия. Из сказанного следует, что на режимах частичного подобия для приведения параметров турбокомпрессора двигателя к САУ можно пользоваться полученными выше формулами приведения. Этими формулами, однако, нельзя пользоваться для приведения параметров диффузора и сопла, а также для приведения тяги и удельного расхода топлива.

В зоне докритического истечения из сопла параметры турбокомпрессора двигателя, как и положение линии совместной работы, зависят от числа M_{II} . Положение точки а на характеристике компрессора, т. е. точки перехода докритического истечения в сверхкритическое, определяется числом M_{II} . Увеличение числа M_{II} сдвигает эту точку в сторону меньшей степени повышения давле-

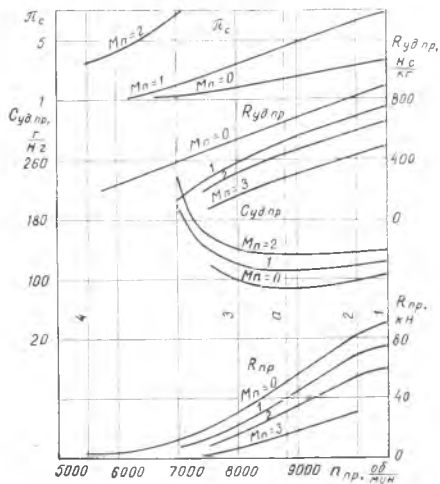


Рис. 2. 5. Обобщенные характеристики ТРД (удельные параметры и тяга)

ния π_k и меньшей частоты вращения ротора. Положение точки c может быть определено из условия

$$\frac{\pi_V \cdot \pi_k \cdot \sigma_{кc}}{\pi_T} = \pi_{c.кр} = \text{const},$$

где $\pi_{c.кр}$ — критическая степень расширения газа в сопле. Откуда

$$\pi_k = \frac{\pi_{c.кр} \cdot \pi_T}{\pi_V \cdot \sigma_{кc}}$$

соответствует критическому истечению газа из сопла.

В отличие от параметров турбокомпрессора двигателя, степень расширения газа в сопле, удельная тяга, тяга и удельный расход топлива зависят от числа M_{II} и при докритическом, и при сверхкритическом истечении газа из сопла (рис. 2.5).

На изменение большинства параметров в зависимости от приведенной частоты вращения ротора заметное влияние оказывает характеристика компрессора. Так, на обобщенных характеристиках можно видеть три характерные зоны: 1—2 — зону высоких режимов; 2—3 — среднюю зону; 3—4 — зону низких режимов (см. рис. 2.3; 2.4 и 2.5).

Зона 1—2 характеризуется резким снижением КПД компрессора с увеличением приведенной частоты вращения ротора и незначительным приростом приведенного расхода воздуха. Снижение КПД и незначительный прирост $G_{Iпр}$ объясняются тем, что скорость потока на входе в компрессор, увеличиваясь, достигает критического значения. Появляются волновые потери. Дальнейшее увеличение частоты вращения не приводит к росту расхода воздуха, происходит «запирание» на входе в компрессор.

Средняя зона 2—3 характеризуется незначительным изменением КПД компрессора, КПД других узлов сохраняются в этой зоне примерно постоянными. Расход воздуха изменяется пропорционально изменению частоты вращения ротора.

Зона низких режимов 3—4 характеризуется снижением КПД компрессора и турбины при уменьшении величины $n_{пр}$. Снижение КПД объясняется увеличением углов атаки при обтекании лопаточных венцов вследствие значительного снижения величин λ_k и λ_t на этих режимах.

Таким образом, при отклонении и вправо и влево от средней зоны ухудшается эффективность работы компрессора, а на малой приведенной частоте вращения ротора снижается также эффективность работы других узлов. Это влияет на характер зависимости температуры газа перед турбиной и на зависимости других параметров от частоты вращения ротора.

Проанализируем характер изменения основных параметров двигателя в зависимости от частоты вращения при $M_{пр}=0$ и дадим ему физическое объяснение.

Пусть расход топлива через двигатель уменьшается при постоянных внешних условиях. Это приводит (в зоне высоких режимов) к уменьшению температуры газа перед турбиной, к уменьшению работы и мощности турбины. Частота вращения ротора снижается. Соответственно снижается работа и мощность компрессора, степень повышения давления λ_k и расход воздуха через двигатель. Причем на режимах сверхкритического истечения газа из сопла степень понижения давления газа в турбине сохраняется постоянной, и уменьшение работы L_T происходит только за счет уменьшения температуры газа перед турбиной (при $\eta_T^* = \text{const}$). На режимах докритического истечения газа из сопла величина L_T уменьшается частично за счет уменьшения степени понижения давления λ_t . Это ведет к замедлению снижения температуры T_3^* при уменьшении частоты вращения ротора.

Дальнейшее уменьшение расхода топлива в зоне низких режимов и соответствующее уменьшение частоты вращения ротора сопровождается резким падением КПД компрессора и турбины. Падение КПД восполняется из условия баланса мощности компрессора и турбины (1.17) увеличением температуры газа перед турбиной.

Увеличение температуры T_3^* при снижении частоты вращения в зоне низких режимов приводит к тому, что при некотором значении n температура T_3^* достигает максимально допустимого значения, принятого для взлетного режима работы. Эта частота вращения является минимально допустимой и длительная работа двигателя на меньших режимах не допускается. Поэтому все рабочие режимы, в том числе режим малого газа, лежат правее (выше) минимально допустимого режима работы.

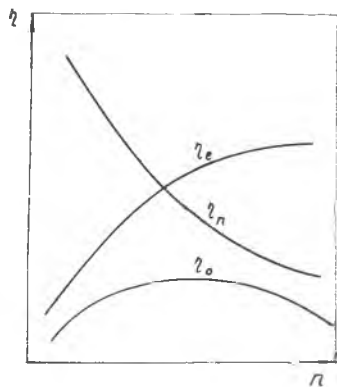


Рис. 2.6. Зависимость КПД от частоты вращения ротора

Итак, с увеличением частоты вращения ротора расход воздуха и степень повышения давления в компрессоре растут. Температура газа перед турбиной сначала снижается, а затем растет. Удельная тяга растет с увеличением частоты вращения во всем диапазоне характеристик. В зоне малых режимов это объясняется преобладающим влиянием роста степени повышения давления π_k над влиянием снижения температуры газа перед турбиной. В средней зоне это объясняется одновременным ростом величин π_k и T_3^* , в зоне высоких режимов — ростом температуры газа перед турбиной.

Удельный расход топлива по частоте вращения ротора изменяется аналогично изменению температуры газа перед турбиной. На низких и средних режимах удельный расход топлива снижается с увеличением частоты вращения ротора, что объясняется в основном ростом π_k и, соответственно, ростом эффективного КПД двигателя. На высоких режимах удельный расход топлива растет с увеличением величины n , что объясняется преобладающим влиянием роста T_3^* над влиянием π_k . Увеличение T_3^* приводит к росту скорости истечения газа из сопла двигателя, к снижению полетного КПД, к снижению общего КПД (рис. 2.6) и росту удельного расхода топлива. Падение КПД компрессора на высоких режимах ведет к еще большему росту удельного расхода.

По форме характер зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от частоты вращения ротора совпадает с характером их изменения по температуре газа перед турбиной.

Рост удельной тяги и расхода воздуха с увеличением частоты вращения ротора приводит к значительному росту тяги: при увеличении n на 1% тяга увеличивается на 3—4%.

Рассмотрим зависимость приведенных параметров двигателя от числа M_n при $n_{пр} = \text{const}$ (см. рис. 2.5). На режимах сверхкритического истечения газа из сопла (на режимах частичного подо-

бия) положение линии совместной работы и параметры турбокомпрессора двигателя сохраняются неизменными при изменении числа $M_{п}$. При этом степень расширения газа в сопле изменяется пропорционально изменению степени повышения давления в воздухозаборнике от скоростного напора. Удельная тяга на режимах частичного подобия снижается с увеличением числа $M_{п}$. Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально удельной тяге. Полная тяга изменяется так же, как и удельная, так как приведенный расход воздуха на этих режимах сохраняется неизменным.

На режимах докритического истечения газа из сопла расслоение линий совместной работы не меняет характер изменения степени расширения газа в сопле, удельной тяги, удельного расхода топлива и полной тяги в зависимости от числа $M_{п}$.

В заключение заметим, что обобщенные характеристики могут быть получены измерением параметров при работе двигателя в САУ на земле при $M_{п}=0$.

От обобщенных характеристик можно перейти к обычным высотно-скоростным характеристикам. Например, определить зависимость тяги и удельного расхода топлива от высоты полета при работе двигателя на данном режиме. Для такого перехода нужно определить положение рабочей точки на характеристике компрессора (на обобщенных характеристиках), соответствующее заданному режиму работы, а затем от приведенных параметров перейти к физическим по обычным формулам приведения. А для определения положения рабочей точки на обобщенных характеристиках необходимо знать закон регулирования двигателя. Законы регулирования и методика перехода от обобщенных характеристик к высотно-скоростным характеристикам будут рассмотрены в следующей главе.

Обобщенные характеристики нашли широкое применение в практической работе при создании и эксплуатации двигателя. Часто самолетному ОКБ для оценки летательного аппарата выдаются обобщенные характеристики и закон регулирования двигателя. Этого достаточно, чтобы определить тяговые и экономические характеристики двигателя, а также расход воздуха через двигатель, параметры по тракту и другие интересующие параметры для любых условий эксплуатации. В обычной форме такие характеристики заняли бы много десятков страниц. А обобщенные характеристики, занимая мало места, содержат в себе большой объем информации. Кроме того, они необходимы при выборе закона регулирования двигателя. Задаваясь различными законами регулирования, с помощью обобщенных характеристик легко проанализировать и положение рабочих точек на характеристиках узлов, и параметры двигателя в любых условиях эксплуатации.

Обобщенные характеристики не учитывают изменение теплоемкости и показателя адиабаты при изменении температуры рабо-

чего тела и коэффициента избытка воздуха. Это вносит погрешности в определение параметров двигателя, особенно на сверхзвуковых скоростях полета, что является главным недостатком обобщенных характеристик.

2.4 ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА НА СОВМЕСТНУЮ РАБОТУ УЗЛОВ И НА ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДНОВАЛЬНОГО С ОСЕВЫМ КОМПРЕССОРОМ

Проанализируем совместную работу узлов трех двигателей, отличающихся только степенью повышения давления компрессора в исходной точке (при $\bar{n}_{пр} = 1$):

$$\pi_{к.исх} = 4; \quad \pi_{к.исх} = 6; \quad \pi_{к.исх} = 12.$$

Температура газа перед турбиной этих двигателей и КПД всех узлов в этой точке приняты одинаковыми. Сравнение линий совместной работы на характеристиках компрессоров этих двигателей показывает (рис. 2.7), что с увеличением степени повышения давления в исходной точке изменяется взаимное расположение этой линии и границы неустойчивой работы.

Взаимное расположение линии совместной работы и границы неустойчивой работы имеет важное значение, так как работа двигателя на этой границе недопустима. Поэтому линия совместной работы должна находиться на достаточном удалении от границы неустойчивой работы. Для количественной характеристики удаленности друг от друга этих линий (при каждом постоянном значении приведенной частоты вращения ротора) вводится специальный критерий K_{γ} , который характеризует запас устойчивой работы компрессора. Таким критерием является отношение $\frac{\pi_{к}}{q(\lambda_1)}$, вычислен-

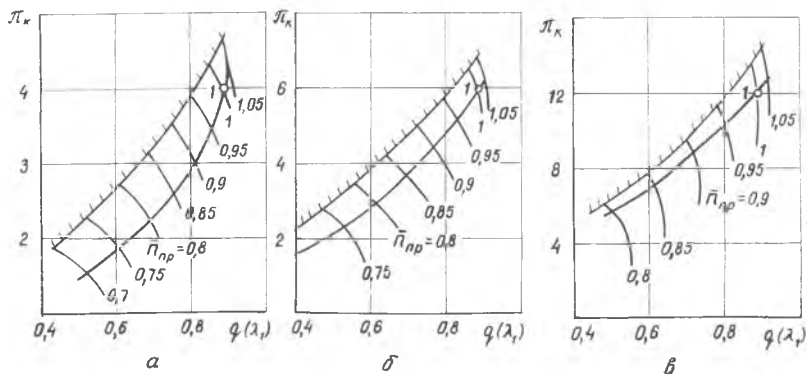


Рис. 2.7. Линия совместной работы на характеристиках компрессоров: а — $\pi_{к.исх} = 4$; б — $\pi_{к.исх} = 6$; в — $\pi_{к.исх} = 12$

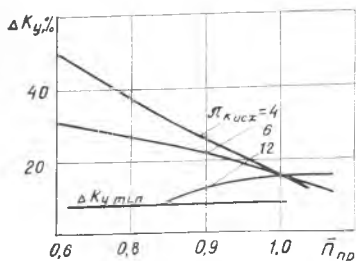


Рис. 2. 8. Изменение запасов устойчивой работы компрессороз с различной величиной $\pi_{к\text{исх}}$

ное по параметрам на границе неустойчивой работы и деленное на такое же отношение, вычисленное по параметрам на линии совместной работы при том же значении $n_{пр}$:

$$K_y = \frac{\left[\frac{\pi_{к}}{q(\lambda_1)} \right]_{гр}}{\left[\frac{\pi_{к}}{q(\lambda_1)} \right]_{лср}}. \quad (2.21)$$

Запас устойчивой работы ΔK_y принято выражать в процентах

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \cdot 100\%.$$

На рабочих режимах K_y больше единицы, а величина ΔK_y больше нуля. Запас устойчивой работы показывает, на сколько процентов нужно изменить параметры $\pi_{к}$ и $q(\lambda_1)$, чтобы переместить рабочую точку с линии совместной работы на границу неустойчивых режимов при постоянной приведенной частоте вращения ротора.

Сравнение запасов устойчивой работы для ТРД с тремя различными компрессорами показывает, что на двигателе с малой степенью повышения давления ($\pi_{к\text{исх}}=4$) снижение частоты вращения ротора приводит к увеличению запаса устойчивой работы компрессора (рис. 2.8). На двигателе со средней степенью повышения давления ($\pi_{к\text{исх}}=6$) при уменьшении величины $\pi_{пр}$, запас изменяется незначительно. Наконец, на двигателе с большой степенью повышения давления ($\pi_{к\text{исх}}=12$) уменьшение $\pi_{пр}$ приводит к снижению запаса устойчивой работы. Повышение $\pi_{к\text{исх}}$ приводит, таким образом, к снижению запаса ΔK_y на режимах работы с пониженной частотой вращения ротора, что объясняется увеличением крутизны границы неустойчивой работы и более пологой линией совместной работы.

Причины более крутого расположения границы неустойчивой работы объясняются рассогласованием работы ступеней многоступенчатого компрессора на нерасчетных режимах. Особенности совместной работы ступеней многоступенчатого компрессора на этих режимах изучаются в курсе лопаточных машин (см., например, работу [25]), и здесь затрагиваться не будут.

Характер линии совместной работы, как следует из уравнения (2.2), для случая сверхкритического истечения газа из сопла зависит только от двух факторов: от функции

$$\bar{\pi}_R = f \left(\sqrt{\frac{\bar{\pi}_K}{\frac{k-1}{k} \bar{\pi}_K^{\frac{k}{k-1}} - 1}} \right)$$

и от изменения КПД компрессора в зависимости от относительной плотности тока.

Чтобы проанализировать характер указанной функции, необходимо продифференцировать выражение

$$q(\lambda_1) = \text{const} \frac{\bar{\pi}_K}{\sqrt{\frac{k-1}{k} \bar{\pi}_K^{\frac{k}{k-1}} - 1}}$$

по степени повышения давления в компрессоре

$$\frac{dq(\lambda_1)}{d\bar{\pi}_K} = \text{const} \frac{0,857 \cdot \bar{\pi}_K^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\left(\frac{k-1}{k} \bar{\pi}_K^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right)^{3/2}}$$

Приравняв производную нулю, найдем $\bar{\pi}_{K \text{ опт}} \approx 1,75$.

Рассматриваемая функция имеет вид параболы с минимумом при $\bar{\pi}_K \approx 1,75$. С увеличением $\bar{\pi}_{K \text{ исх}}$ производная возрастает, возрастает интенсивность изменения $q(\lambda_1)$ по $\bar{\pi}_K$, т. е. линия совместной работы располагается все более полого. Например, величине $\bar{\pi}_K = 0,6$ соответствует $q(\lambda_1) = 0,8$ при $\bar{\pi}_{K \text{ исх}} = 4$ и 0,7 при $\bar{\pi}_{K \text{ исх}} = 12$ (рис. 2.9).

На расположение линии совместной работы оказывает влияние, как уже сказано, зависимость КПД компрессора от относи-

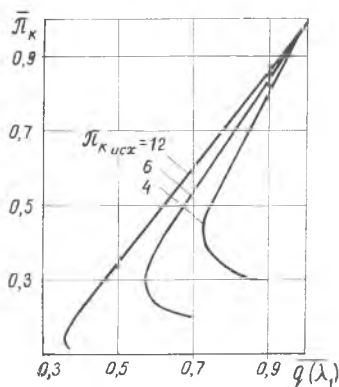


Рис. 2.9. Влияние степени повышения давления в исходной расчетной точке $\bar{\pi}_{K \text{ исх}}$ на характер протекания функции $\bar{\pi}_K = f[q(\lambda_1)]$

тельной плотности тока $\eta_k^* = f[q(\lambda_1)]$. При этом увеличение КПД компрессора при $q(\lambda_1) = \text{const}$ приводит, как это следует из уравнения для линии совместной работы (2.2), к снижению степени повышения давления. Эта зависимость, однако, изменяется незначительно с изменением $\pi_{k, \text{исх}}$. Поэтому на расположение линии совместной работы первый фактор всегда оказывает преобладающее влияние.

Итак, с увеличением степени повышения давления $\pi_{k, \text{исх}}$ запас устойчивой работы компрессора уменьшается на режимах пониженной приведенной частоты вращения ротора. Следует иметь в виду, что в эксплуатации запас устойчивости снижается, кроме того, вследствие окружной и радиальной неравномерности поля скоростей на входе, вследствие потерь давления во входном устройстве, пульсаций и т. д. Для того, чтобы при этом компрессор не терял устойчивости в полете, потребный запас ΔK_y не должен быть меньше величины $\Delta K_{y, \text{min}}$. Считают, что расчетный запас устойчивости должен быть порядка 15% и выше [25].

Из сказанного следует, что потребный запас устойчивости не может быть обеспечен на одновальных ТРД с высокой степенью повышения давления и нерегулируемыми проходными сечениями (см. рис. 2.8), так как увеличение $\pi_{k, \text{исх}}$ более 6—7 приводит к резкому сокращению диапазона устойчивой работы. Чтобы обеспечить устойчивую работу двигателей с высоким значением $\pi_{k, \text{исх}}$, применяют механизацию компрессора (поворотные направляющие аппараты, перепуск воздуха) или изменяют схему двигателя на двухвальную.

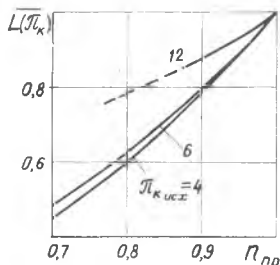
Положение рабочей точки на характеристике компрессора однозначно определяет относительную работу компрессора $L(\pi_k)$, т. е. отношение работы компрессора к произведению $c_p T_{II}^*$

$$L(\pi_k) = \frac{\left(\frac{\pi_k^{k-1}}{\pi_k^k} - 1 \right)}{\eta_k^*} \quad (2.22)$$

А расположение линии совместной работы однозначно определяет, следовательно, зависимость относительной работы $L(\pi_k)$ от приведенной частоты вращения ротора. Поэтому изменение степени повышения давления $\pi_{k, \text{исх}}$, сопровождающееся изменением наклона линий совместной работы, приводит также к изменению характера протекания величины $L(\pi_k)$ по частоте вращения $n_{\text{пр}}$. Характер протекания функции $L(\pi_k) = f(n_{\text{пр}})$ для различных значений $\pi_{k, \text{исх}}$ показан на рис. 2.10 в относительных координатах, где

$$\bar{L}(\pi_k) = \frac{\left(\frac{\pi_k^{k-1}}{\pi_k^k} - 1 \right)}{\left(\frac{\pi_{k, \text{исх}}^{k-1}}{\pi_{k, \text{исх}}^k} - 1 \right)} \cdot \frac{\eta_{k, \text{исх}}^*}{\eta_k^*}$$

Рис. 2.10. Изменение относительной работы компрессора по приведенной частоте вращения ротора



(Изменение КПД компрессора $\eta_{к*} = f(n_{пр})$ принималось по статистическим данным, обработанным В. И. Бакулевым [3]).

Чтобы установить количественное влияние $\pi_{к\text{исх}}$ на протекание рассматриваемой функции, запишем ее в следующем виде:

$$L(\pi_k) = C_1 \cdot n_{пр}^x, \quad (2.23)$$

где постоянная величина C_1 может быть определена по значениям $\bar{L}(\pi_k)$ и $n_{пр}^x$ в исходной точке

$$C_1 = \left[\frac{L(\pi_k)}{n_{пр}^x} \right]_{исх} \quad (2.24)$$

а показатель степени x определяется по кривым рис. 2.10.

Показатель степени x характеризует интенсивность изменения относительной работы компрессора по приведенной частоте вращения ротора (рис. 2.11). Величина x существенно зависит от степени повышения давления осевого компрессора в исходной точке и численно принимает следующие значения:

- $x > 2$ — для компрессора с малой степенью повышения давления $\pi_{к\text{исх}} < 6$,
- $x \approx 2$ — для компрессоров с $\pi_{к\text{исх}} = 6-8$,
- $x < 2$ — для многоступенчатых компрессоров с большой степенью повышения давления $\pi_{к\text{исх}} > 8$.

Увеличение $\pi_{к\text{исх}}$ приводит к снижению показателя x . Причем, при $\pi_{к\text{исх}} > 10$ показатель степени x снижается весьма существенно и становится значительно меньше двух. Следовательно, только для двигателя с $\pi_{к\text{исх}} = 6-8$ при уменьшении приведенной частоты вращения ротора относительная работа компрессора

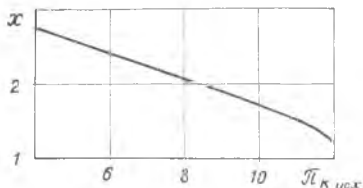


Рис. 2.11. Зависимость показателя степени x от величины $\pi_{к\text{исх}}$

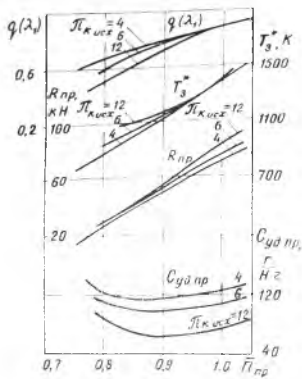


Рис. 2.12. Влияние степени повышения давления $\pi_{кисх}$ на протекание обобщенных характеристик ТРД

уменьшается пропорционально квадрату частоты вращения ротора. В случае, если $\pi_{кисх} < 6$, работа снижается более интенсивно, а при $\pi_{кисх} > 8$ — менее интенсивно.

Из уравнения баланса мощности компрессора и турбины (1.17)

$$L(\tau_k) = \frac{T_3^*}{T_H^*} \left(1 - \frac{1}{k_{Г-1}} \right) \cdot \frac{1}{c_{p,Г}} \cdot \eta_T^* \cdot \eta_{1-3} \cdot \eta_M$$

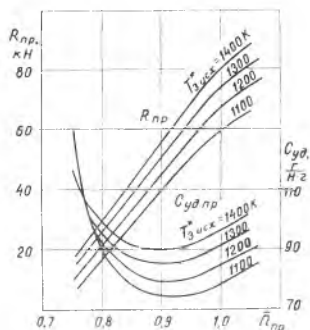
следует, что при сверхкритическом истечении газа из сопла ($\pi_T = \text{const}$) относительная работа компрессора однозначно определяет отношение температур $\frac{T_3^*}{T_H^*}$, а значит и приведенную тем-

пературу газа перед турбиной. Поэтому характер изменения работы компрессора по частоте вращения ротора определяет характер изменения температуры газа перед турбиной, а следовательно и характер изменения многих других основных параметров. На рис. 2.12 видно, что величина $\pi_{кисх}$ оказывает значительное влияние на характер изменения температуры T_3^* и приведенного расхода воздуха. Менее значительным оказывается влияние степени повышения давления $\pi_{кисх}$ на интенсивность изменения тяги по частоте вращения $n_{пр}$, так как последние два фактора — T_3^* и $q(\lambda_1)$ частично компенсируют друг друга.

Проделанный анализ приводит к выводу о том, что степень повышения давления компрессора $\pi_{кисх}$ влияет не только на удельные параметры двигателя ($R_{уд}$, $C_{уд}$), но и на закономерности совместной работы узлов, диапазон устойчивой работы и особенности протекания характеристик двигателя.

Величина температуры газа перед турбиной в исходной точке, изменяя удельные параметры, значительно изменяет обобщенные характеристики двигателя (рис. 2.13). Однако влияние $T_{3^*исх}$ на

Рис. 2.13. Влияние температуры газа перед турбиной в исходной расчетной точке $T_{3\text{исх}}^*$ на обобщенные характеристики ТРД



закономерности совместной работы узлов и протекание характеристик двигателя оказывается менее значительным, так как на режимах сверхкритического истечения газа из сопла величина T_{3}^* не влияет на положение линии совместной работы (см. уравнение 2.2). Поэтому уровень температуры T_{3}^* практически не влияет на запасы устойчивой работы компрессора и закономерность изменения относительной работы L (π_k) по приведенной частоте вращения ротора. Увеличение $T_{3\text{исх}}^*$ приводит к уменьшению степени понижения давления турбины и к увеличению степени расширения газа в сопле, увеличивается диапазон режимов со сверхкритическим истечением газа из сопла, а точка перехода сверхкритическим режимов в докритические (точка «а» на рис. 2.3) смещается в сторону низких режимов.

2.5. ВЫВОДЫ

1. Решение системы уравнений, описывающих совместную работу всех узлов одновального ТРД с нерегулируемыми характерными сечениями, определяет линию совместной работы на характеристике компрессора и обобщенные характеристики двигателя при заданном числе $M_{\text{д}}$. По обобщенным характеристикам можно получить основные параметры двигателя при любых внешних условиях.

2. Положение рабочей точки на линии рабочих режимов и на обобщенных характеристиках определяется в общем случае двумя критериями подобия: числом $M_{\text{д}}$ и обобщенным критерием, например, приведенной частотой вращения ротора. При сохранении критериев подобия постоянными и изменении внешних условий режимы работы двигателя подобны. Изменение тяги, удельного расхода топлива и других параметров двигателя на этих режимах описывается формулами приведения.

3. На режимах сверхкритического истечения газа из сопла положение линии совместной работы на характеристике компрессора

определяется геометрическими размерами и характеристиками узлов выполненного двигателя и не зависит от внешних условий и режима работы. Параметры, характеризующие работу турбокомпрессора двигателя, однозначно определяются приведенной частотой вращения ротора и не зависят от числа $M_{\text{п}}$.

4. При постоянном значении приведенной частоты вращения ротора (на режимах сверхкритического истечения газа из сопла) и изменении числа $M_{\text{п}}$ двигатель работает на частично подобных режимах. Изменение параметров, характеризующих работу турбокомпрессора двигателя, описывается при этом формулами приведения.

5. На режимах докритического истечения газа из сопла положение линии совместной работы зависит от числа $M_{\text{п}}$; параметры турбокомпрессора двигателя определяются величинами $n_{\text{пр}}$ и числом $M_{\text{п}}$.

6. Параметры, характеризующие работу диффузора и сопла, а также удельная тяга двигателя, удельный расход топлива и полная тяга, зависят от числа $M_{\text{п}}$ как на режимах докритического, так и на режимах сверхкритического истечения газа из сопла.

7. Увеличение степени повышения давления компрессора одновального ТРД с нерегулируемыми характерными сечениями приводит к резкому сокращению диапазона устойчивой работы компрессора. Устойчивая работа может быть обеспечена регулированием компрессора или переходом к схеме двухвального ТРД.

Контрольные вопросы

1. Чем определяется положение линии совместной работы на характеристике компрессора одновального ТРД с нерегулируемыми характерными сечениями на режимах сверхкритического истечения газа из сопла?

2. От каких факторов зависит положение линии совместной работы на характеристике компрессора одновального ТРД с нерегулируемыми характерными сечениями на режимах докритического истечения газа из сопла? Проанализируйте эту зависимость и дайте ей физическое объяснение.

3. Что представляют собой подобные режимы работы ГТД?

4. Как зависят температура и давление рабочего тела в любом сечении двигателя от внешних атмосферных условий на подобных режимах работы ГТД?

5. Как зависят частота вращения ротора и расход воздуха через двигатель от внешних атмосферных условий при работе двигателя на подобных режимах?

6. Каковы критерии подобия режимов работы ТРД?

7. Как зависят удельная и абсолютная тяга от внешних атмосферных условий на подобных режимах работы ТРД?

8. Как зависят относительный расход топлива q_t , часовой расход топлива C_t и удельный расход топлива $C_{уд}$ от внешних атмосферных условий на подобных режимах работы ТРД?

9. Какие параметры определяются при заданном положении рабочей точки на линии рабочих режимов и заданном числе $M_{\text{п}}$?

10. Что представляют собой обобщенные характеристики ТРД с неизменными проходными сечениями?

11. Каковы особенности изменения параметров, характеризующих работу компрессора, по приведенной частоте вращения ротора?

12. Как изменяется температура газа перед турбиной по частоте вращения ротора? Проанализируйте эту зависимость и дайте ей физическое объяснение.

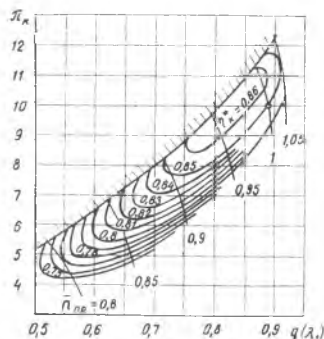


Рис. 2.14. Характеристика компрессора

13. Объясните характер изменения тяги, удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД по частоте вращения ротора.

14. Что представляют собой режимы частичного подобия? Как зависят параметры, характеризующие работу диффузора, компрессора, турбины, сопла и двигателя в целом, от числа M_{II} при работе ТРД на режимах частичного подобия?

15. Как и почему изменяются запасы устойчивой работы компрессора при увеличении степени повышения давления $\pi_{к\text{исх}}$ в исходной точке?

16. Как изменяется характер зависимости относительной работы компрессора от приведенной частоты вращения ротора с увеличением степени повышения давления $\pi_{к\text{исх}}$ в исходной точке?

Задачи

1. Нанести линию совместной работы на заданную (рис. 2. 14) характеристику компрессора для случая сверхкритического истечения газа из сопла, если на одном из режимов ТРД имеет:

$$\pi_k = 9, q(\lambda_1) = 0.85.$$

2. При работе ТРД в САУ $\pi_k = 8,5$; $q(\lambda_1) = 0,82$; $T_3^* = 1400 \text{ K}$. Как изменятся величины π_k и $q(\lambda_1)$, если температура газа перед турбиной увеличится до 1500 K ? Сечения двигателя — нерегулируемые. Истечение из сопла — сверхкритическое. Характеристика компрессора изображена на рис. 2. 14.

3. Заданы характеристики турбины и сопла (рис. 1.5 и 1.6). Рассчитать зависимости $\pi_T = f(\pi_\Sigma)$; $\pi_C = f(\pi_\Sigma)$, если $\sigma_{кС} = 0,96$; $v_{3-4} = 1$.

4. При работе ТРД на заданном режиме в САУ на земле ($H=0$; $M_{II} = 0$) частота вращения ротора, расходы топлива и воздуха, температура и давление газа за турбиной соответственно равны:

$$n = 10000 \frac{\text{об}}{\text{мин}}, G_T = 1,39 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, G_B = 80 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, T_4^* = 500 \text{ K},$$

$$p_4^* = 2,94 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Определить перечисленные параметры на подобных режимах при следующих атмосферных условиях:

а) $T_H = 310 \text{ K}, p_H = 0,97 \cdot 10^5 \text{ Па};$

б) $T_H = 230 \text{ K}, p_H = 1,03 \cdot 10^5 \text{ Па}.$

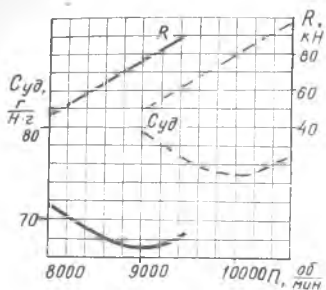


Рис. 2.15. Характеристики ТРД на стенде ($V_n=0$):
 --- $T_n=303\text{K}$, $P_n=0,986 \cdot 10^5\text{Па}$;
 — $T_n=243\text{K}$, $P_n=1,025 \cdot 10^5\text{Па}$.

5. На рис. 2.15 приведены зависимости тяги и уд. расхода топлива от частоты вращения ротора, полученные экспериментально в стендовых условиях ($V_n=0$, $M_n=0$) при следующих атмосферных условиях:

а) $T_n = 303\text{ K}$, $p_n = 0,985 \cdot 10^5\text{ Па}$.

б) $T_n = 243\text{ K}$, $p_n = 1,025 \cdot 10^5\text{ Па}$.

Привести указанные зависимости к САУ.

3.1. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ГТД

Регулирование двигателя производится в общем случае с целью обеспечить: 1) максимальную тягу на взлетном (максимальном) режиме; 2) минимальный удельный расход топлива на режимах длительной работы; 3) минимальное время перехода с одного режима работы на другой.

Различные способы регулирования тяги как главной цели регулирования двигателя будут рассмотрены в этом разделе.

3.1.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ ДВИГАТЕЛЯ

При совершении взлета, набора высоты, длительного полета, планирования и посадки, а также при различных эволюциях самолета потребная тяга двигателя значительно изменяется. Например, в момент посадки тяга должна быть минимальной или даже отрицательной, а в момент взлета — максимальной. И то и другое необходимо для обеспечения безаварийности полетов, а также для сокращения длины взлетно-посадочной полосы аэропорта.

Тяга двигателя регулируется в широких пределах изменением режимов работы двигателя. Количество режимов, их соотношение между собой устанавливается нормами летной годности для двигателей пассажирских самолетов и тактико-техническими требованиями ВВС — для двигателей военных самолетов.

Согласно нормам летной годности гражданских самолетов СССР, авиационный двигатель должен иметь следующие эксплуатационные режимы: взлетный (максимальный), номинальный, крейсерские режимы и режим малого газа.

Взлетный (максимальный) режим, предназначенный для взлета самолета, применяется также для получения максимальной скорости, для набора высоты и выполнения различных маневров.

На взлетном режиме развивается максимально возможная тяга для данных условий эксплуатации. Взлетный режим наиболее напряженный, и длительная работа на нем значительно снижает ресурс двигателя. Поэтому продолжительность непрерывной работы на взлетном режиме ограничивается 2—5 минутами на гражданских самолетах, и ≈ 15 минутами — на военных. Общая наработка двигателя на взлетном режиме составляет 2—5% от ресурса для гражданских самолетов и $\approx 25\%$ — для военных.

Тяга, удельный расход топлива, степень повышения давления температура газа перед турбиной и другие параметры двигателя на взлетном режиме при САУ, являются величинами характерными и приводятся в справочниках, описаниях и других материалах по авиационным двигателям.

Номинальный режим применяется обычно для набора высоты. Тяга двигателя на этом режиме составляет при САУ на земле 80—90% от взлетной. По напряженности этот режим является вторым после взлетного режима. Непрерывная работа на номинальном режиме ограничивается обычно одним часом, а общая наработка составляет примерно 40% от ресурса.

Кроме взлетного и номинального, двигатель имеет несколько крейсерских режимов. Они предназначены для длительной работы двигателя в условиях эксплуатации. Это прежде всего режимы длительной работы на высоте при полете на дальность. Они применяются и в земных условиях. Крейсерские режимы обозначаются (и называются) долями тяги номинального режима при САУ на земле:

- 1) максимальный крейсерский режим 0,85 номинального

$$R_{кр} = 0,85R_{ном.}$$

- 2) крейсерский режим 0,7 номинального

$$R_{кр} = 0,7R_{ном.}$$

Наконец, одним из основных рабочих режимов является режим малого газа. Это минимальный установившийся (равновесный) режим. Он применяется при планировании самолета, при пробеге после посадки, при работе двигателя после запуска, а также во многих других случаях. Для облегчения посадки и уменьшения длины пробега тяга двигателя на режиме малого газа должна быть минимальной.

Таким образом, эксплуатационный режим характеризует уровень развиваемой тяги и соответственно напряженность узлов двигателя. Эксплуатационные режимы устанавливаются положением рычага управления двигателем (РУД). При изменении внешних условий и неизменном положении РУД система регулирования двигателя автоматически сохраняет неизменным эксплуатацион-

ный режим работы. При этом тяга двигателя и другие параметры в общем случае изменяются. Изменяется, строго говоря, и характер работы двигателя.

3.1.2. ЗАКОН И ПРОГРАММА РЕГУЛИРОВАНИЯ

Автоматическое поддержание эксплуатационного режима при изменении внешних условий производится по определенному закону. Этот закон выбирается таким образом, чтобы обеспечить наиболее выгодное протекание характеристик двигателя. Например, для взлетного режима он выбирается так, чтобы получить максимальную тягу в различных условиях эксплуатации без превышения механических, тепловых и других нагрузок на узлы двигателя. При этом величина удельного расхода топлива имеет второстепенное значение, так как работа на взлетном режиме непродолжительна.

Переход с режима на режим производится по определенной программе. На номинальном и крейсерских режимах закон и программа регулирования должны обеспечивать тягу на несколько десятков процентов меньше взлетной. На крейсерских режимах (режимах длительной работы) важное значение для получения максимальной эффективности летательного аппарата приобретает удельный расход топлива. Поэтому закон и программа регулирования двигателя на крейсерском режиме должны выбираться в общем случае из условия минимального удельного расхода топлива при заданном значении тяги.

Однако тяга и удельный расход топлива в эксплуатации двигателя не замеряются, и поэтому они регулируются посредством изменения какого-либо одного или нескольких параметров, определяющих режим работы. Эти параметры называются регулируемые.

Закон изменения регулируемых параметров в зависимости от внешних условий (или в зависимости от других параметров двигателя), выбранный из условия обеспечения наиболее выгодных характеристик на данном режиме при всех условиях эксплуатации, называют законом регулирования двигателя. А закономерность изменения регулируемых параметров по углу установки рычага управления, описывающая переход двигателя с режима на режим, называется программой регулирования.

Закон и программу регулирования выбрать весьма сложно. Эта задача для различных типов двигателей и даже для двигателей одного и того же типа решается по-разному в зависимости от конкретных условий применения летательного аппарата. К выбору закона и программы мы будем возвращаться по мере изучения характеристик двигателя. Однако уже сейчас можно высказать некоторые соображения о выборе закона и программы регулирования ТРД с неизменными проходными сечениями.

Характеристики рассматриваемого двигателя при заданных внешних условиях определяются одним параметром, так как в этом случае они могут изменяться только за счет изменения расхода топлива через двигатель. Из этого следует, что режим работы двигателя можно было бы задавать расходом топлива. Однако это не всегда удобно, так как величина G_T изменяется, как будет показано, в широких пределах при изменении внешних условий. Режим целесообразно задавать параметром, который легко измеряется и который при изменении внешних условий изменяется незначительно или сохраняется постоянным.

Выбор закона регулирования и сводится к выбору регулируемого параметра, определяющего режим, и к выбору закона изменения этого параметра в различных условиях эксплуатации. Выбор программы регулирования сводится к выбору закономерности изменения регулируемого параметра по углу установки рычага управления двигателем.

Пусть, например, максимальный режим работы определяется приведенной частотой вращения ротора, которая сохраняется постоянной на данном эксплуатационном режиме. В этом случае при изменении скорости полета двигатель будет работать на режимах частичного подобия и отношение температур $\frac{T_3^*}{T_H^*}$ будет сохраняться постоянным (строго говоря, при $\lambda_5 \geq 1$). Следовательно, изменение скорости полета и соответствующее изменение температур воздушного потока на входе в двигатель приведет к изменению температуры газа перед турбиной. Например, изменение числа M_H от 0 до 1 приведет к изменению T_H^* , а следовательно и T_3^* , на 17%, что означает изменение температуры газа перед турбиной на 200—250 К. При современных высоких значениях T_3^* ее изменение даже на 20К может привести к существенному изменению длительной прочности материала горячей части двигателя и изменению ресурса работы. Поэтому в рассматриваемом случае при работе двигателя на одном и том же режиме изменение скорости приведет к значительному изменению теплонапряженности узлов горячей части, их прочности, надежности и ресурса. Принятый закон регулирования не обеспечивает, таким образом, постоянство основных эксплуатационных показателей при работе двигателя на постоянном режиме. Кроме того, изменение T_3^* означает, что на рассматриваемом режиме не получается максимально возможная тяга. Из сказанного следует, что выбирать закон регулирования $n_{np} = \text{const}$ в данном случае нецелесообразно.

Если двигатель регулируется, например, при условии сохранения постоянной температуры газа перед турбиной на данном режиме, то при изменении скорости полета теплонапряженность узлов горячей части сохраняется примерно одинаковой, а следовательно обеспечивается равнопрочность этих узлов в различных

условиях эксплуатации. Одновременно обеспечивается максимально возможная тяга. Поэтому во многих случаях целесообразно выбирать закон регулирования двигателя из условия сохранения постоянной температуры газа перед турбиной на данном режиме. Ниже будет показано, что при выборе законов регулирования необходимо учитывать, кроме того, целый ряд ограничений.

Рассмотрим различные способы поддержания заданного значения температуры газа перед турбиной.

3.1.3. РЕГУЛИРОВАНИЕ ГТД ИЗ УСЛОВИЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОГО ЗНАЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ НА ДАННОМ РЕЖИМЕ

Тяга двигателя, с одной стороны, надежность и ресурс работы, с другой, значительно зависят от температуры газа перед турбиной. Поэтому в систему регулирования многих двигателей закладывается закон сохранения заданного значения T_3^* на определенном режиме.

Температура газа перед турбиной может регулироваться непосредственно или косвенно. Для непосредственного регулирования необходимо замерять температуру T_3^* . В этом случае взаимодействие регулятора и двигателя сводится к следующему: сигнал от датчика температуры подается в регулятор, где сравнивается с сигналом заданного значения температуры, и в случае их отличия подается команда на изменение расхода топлива. (Взаимодействие регулятора и двигателя обычно показывают на схеме, которая называется структурной, рис. 3.1.). Расход топлива корректируется в этом случае непосредственно по замеренному значению T_3^* , обеспечивая ее заданное значение. Любые другие факторы, например, изменение внешних условий или изменение характера работы двигателя, не оказывают влияния на заданное значение температуры.

В настоящее время ведутся большие работы по разработке и доводке системы регулирования температуры газа перед турбиной. Такие системы созданы и эксплуатируются на целом ряде двигателей. Однако еще не накоплен достаточный опыт эксплуатации регуляторов температуры. Широкому распространению регулято-

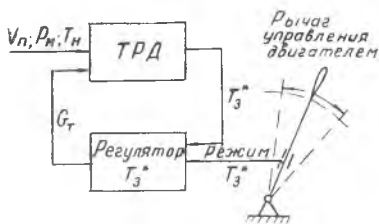


Рис. 3.1. Структурная схема непосредственного регулирования температуры газа перед турбиной ТРД

ров температуры мешают трудности, связанные с точным замером температуры газа, так как поле температур за камерой сгорания неравномерно и может несколько изменяться в течение ресурса двигателя.

Более широкое распространение получило косвенное регулирование температуры газа T_3^* . Посмотрим, по какому закону и в зависимости от каких параметров нужно подавать топливо, чтобы обеспечить заданное значение температуры газа перед турбиной, не прибегая к непосредственному замеру.

Выразим расход топлива через температуру газа перед турбиной и параметры воздушного потока за компрессором. Для этого запишем

$$G_T = G_B \cdot q_T \cdot \gamma_{B1-3}.$$

Относительный расход топлива выразим через температуры газа перед и за камерой сгорания

$$q_T = \frac{c_{p,m}(T_3^* - T_2^*)}{Hu \cdot \eta_{кв}},$$

а расход воздуха — через давление и температуру перед турбиной

$$G_B = \frac{m_{кр,г} \cdot p_3^* \cdot \tau_{св} \cdot F_{св} \cdot q(\lambda_{св})}{\gamma_{1-3} \sqrt{T_3^*}},$$

Подставив выражения для q_T и G_B в уравнение для расхода топлива, после преобразования получим

$$G_T = p_2^* \left(\sqrt{T_3^*} - \frac{T_2^*}{\sqrt{T_3^*}} \right) \cdot C, \quad (3.1)$$

где величина

$$C = \frac{m_{кр,г} \cdot \tau_{кв} \cdot \tau_{св} \cdot F_{св} \cdot q(\lambda_{св}) \cdot c_{p,m}}{(1 + q_T) Hu \cdot \eta_{кв}}$$

сохраняется примерно постоянной на основных режимах работы двигателя.

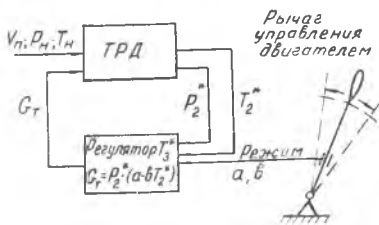
Для случая постоянной температуры газа перед турбиной на данном режиме закон регулирования расхода топлива будет иметь вид

$$G_T = p_2^* (a - b T_2^*), \quad (3.2)$$

где постоянные величины a и b соответственно равны:

$$a = C \sqrt{T_3^*}; \quad b = \frac{C}{\sqrt{T_3^*}}.$$

Рис. 3.2. Структурная схема косвенного регулирования температуры газа перед турбиной ТРД по параметрам за компрессором



Постоянные a и b определяются на практике из уравнения (3.2) по известным значениям G_T , p_2^* и T_2^* для двух характерных условий полета.

Если топливо в двигатель подавать согласно закону регулирования (3.2), то температура газа перед турбиной будет примерно постоянной.

Установкой РУД задаются постоянные величины a и b , характеризующие режим (рис. 3.2). Одновременно в регулятор подаются сигналы от датчиков температуры и давления воздушного потока за компрессором. Регулятор подает топливо в двигатель согласно закону регулирования (3.2).

Кроме того, косвенно регулировать величину T_3^* можно и по внешним параметрам, например, по значениям полного давления и температуры воздушного потока на входе в двигатель. Покажем это.

Поделив левую и правую часть уравнения (3.2) на $p_n^* T_n^*$, получим

$$\frac{G_T}{p_n^* T_n^*} = \tau_{\text{к}} \cdot \tau_{\text{вх}} \left[\frac{a}{T_n^*} - b \left(1 + \frac{\tau_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\tau_{\text{к}}^*} \right) \right].$$

Откуда

$$G_T = b p_n^* T_n^* \tau_{\text{к}} \left(\frac{T_3^*}{T_n^*} - 1 - \frac{\tau_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\tau_{\text{к}}^*} \right). \quad (3.3)$$

В полученном уравнении степень повышения давления компрессора и его КПД является функцией положения рабочей точки на характеристике компрессора. Для ТРД с нерегулируемыми характерными проходными сечениями при сверхкритическом истечении газа из сопла положение рабочей точки определяется отношением $\frac{T_3^*}{T_n^*}$, а при постоянной температуре газа перед турбиной —

температурой воздушного потока на входе в двигатель. Тогда полученный закон регулирования расхода топлива можно записать в следующем виде:

$$G_T = b \cdot p_n^* f(T_n^*). \quad (3.4)$$

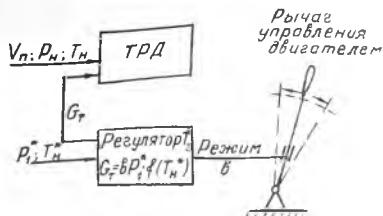


Рис. 3.3. Структурная схема косвенного регулирования температуры газа перед турбиной ТРД по параметрам на входе в двигатель

В этом случае в регулятор не поступают какие-либо сигналы, характеризующие работу двигателя (регулятор не имеет обратной связи с двигателем, рис. 3.3). Режим задается углом установки рычага управления. В регулятор подаются сигналы полного давления и полной температуры воздушного потока на входе в двигатель. Автоматика обеспечивает подачу топлива, согласно закону регулирования (3.4). Главный недостаток косвенного регулирования температуры газа перед турбиной — неточность поддержания заданного значения температуры.

3.1.4. РЕГУЛИРОВАНИЕ ТРД С НЕИЗМЕННЫМИ ПРОХОДНЫМИ СЕЧЕНИЯМИ ПО ЗАКОНУ $n = \text{const}$ НА ДАННОМ РЕЖИМЕ

В предыдущей главе было показано, что отношение температур $\frac{T_3^*}{T_u^*}$ является функцией приведенной частоты вращения ротора для режимов критического и сверхкритического истечения газа из сопла, т. е. для большинства режимов работы двигателя. Следовательно, температура газа перед турбиной однозначно определяется частотой вращения ротора и полной температурой воздушного потока на входе в двигатель T_u^* , а при постоянной частоте вращения величина T_3^* определяется только температурой T_u^* :

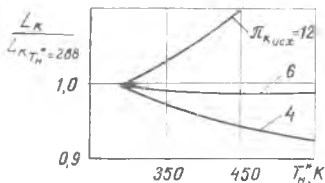
$$T_3^* = f(T_u^*) \text{ при } n = \text{const.}$$

Найдем эту зависимость в аналитическом виде, для чего воспользуемся уравнением баланса мощности компрессора и турбины (1.17), которое запишем в следующем виде:

$$T_3^* = \frac{c_p \cdot T_u^* \cdot L(\tau_k)}{c_{p,c} \left(1 - \frac{1}{\tau_T}\right)^{\gamma_T} \tau_{1-3} \tau_m}. \quad (3.5)$$

Относительная работа компрессора, как было показано в разделе 2.4, однозначно определяется приведенной частотой вращения ротора. Подставляя формулу для относительной работы (2.23) в

Рис. 3.4. Изменение работы компрессора ТРД в зависимости от T_n^* при $n = \text{const}$ для компрессоров с различным значением $\pi_{к\text{исх}}$



уравнение (3.5) и выражая приведенную частоту вращения через физическую, после преобразования получаем

$$T_3^* = C_2 n^x T_n^{*(1-0,5x)}, \quad (3.6)$$

где

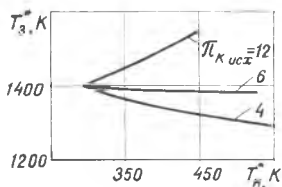
$$C_2 = \frac{C_1 (\sqrt{288})^{1-x} \cdot c_p}{\left(1 - \frac{1}{\pi_T^{0,25}}\right) \gamma_T^* \gamma_{1-3} \gamma_M}, \quad (3.7)$$

постоянная C_1 определяется по формуле (2.24).

Итак, температура газа перед турбиной при $n = \text{const}$ пропорциональна T_n^* в степени $(1-0,5x)$. Величина x , как было показано в разделе 2.4, зависит от степени повышения давления осевого компрессора в исходной точке $\pi_{к\text{исх}}$. Поэтому температура T_3^* с увеличением температуры воздушного потока на входе в двигатель изменяется неодинаково: растет для компрессора с большой степенью повышения давления $\pi_{к\text{исх}} > 8$ ($x < 2$), сохраняется примерно постоянной для компрессора с $\pi_{к\text{исх}} = 6 \div 8$ ($x \approx 2$) и уменьшается для компрессора с малой степенью повышения давления $\pi_{к\text{исх}} < 6$ ($x > 2$).

Такое изменение температуры объясняется исключительно изменением работы компрессора: на режимах сверхкритического истечения из сопла все множители, стоящие в знаменателе уравнения (3.5), постоянны. Характер изменения работы компрессора и температуры T_3^* по T_n^* показан на рис. 3.4 и 3.5.

Рис. 3.5. Зависимость температуры газа перед турбиной ТРД от полной температуры воздушного потока на входе в двигатель при $n = \text{const}$ для компрессоров с различным значением $\pi_{к\text{исх}}$



В общем случае отклонение T_3^* от постоянного значения при $n = \text{const}$ зависит от диапазона изменения $T_{п}^*$, который, в свою очередь, определяется атмосферными и полетными условиями. Для двигателей с дозвуковыми скоростями полета или с небольшими сверхзвуковыми скоростями ($M_{п} \leq 1,7$) диапазон изменения температуры $T_{п}^*$ сравнительно небольшой, и поэтому отклонение температуры T_3^* от постоянного значения лежит обычно в допустимых пределах.

Таким образом, можно считать, что для рассматриваемых двигателей частота вращения ротора практически однозначно определяет температуру газа перед турбиной. Поэтому закон регулирования $T_3^* = \text{const}$ на данном режиме можно заменить законом $n = \text{const}$.

Регуляторы частоты вращения ротора получили широкое распространение, так как замер и регулирование частоты вращения не вызывают каких-либо затруднений и производятся с высокой точностью.

Структурная схема регулирования частоты вращения не отличается от схемы регулирования температуры газа перед турбиной (см. рис. 3.1): сигнал замеренной частоты вращения n подается в регулятор, где сравнивается с сигналом величины n , заданной углом установки рычага управления двигателем. В случае их несоответствия регулятор подает команду на изменение расхода топлива.

3.2. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ТРД

Характеристики двигателя могут быть получены разными способами. Наиболее широкое распространение получили методы расчетного определения характеристик. Эти методы, в частности, являются единственно возможными на этапе проектирования двигателя. Методы расчета характеристик можно условно разделить на две группы. К первой группе относятся методы расчета высотно-скоростных характеристик по обобщенным характеристикам и пересчет характеристик из одних полетных условий в другие. Ко второй группе относятся методы непосредственного расчета высотно-скоростных характеристик.

Наибольшее распространение получили методы непосредственного расчета характеристик как более точные, которые и изложены в первую очередь.

Методика расчета характеристик основывается на методике проектного термогазодинамического расчета двигателя. В обоих случаях целью расчета является определение тяги двигателя и удельного расхода топлива. В обоих случаях расчет основывается на трех основных уравнениях: баланса мощности, баланса расхода по тракту двигателя и баланса давлений. Но между этими двумя методиками имеется принципиальная разница: проектный

термогазодинамический расчет делается для проектируемого двигателя, когда геометрические размеры двигателя не определены, площади характерных сечений не заданы и, следовательно, расход воздуха неизвестен, а высотно-скоростные характеристики рассчитываются для выполненного двигателя, когда площади характерных сечений или определяющие их параметры известны.

В первом случае расчет ведется обычно на один килограмм воздуха, проходящего через двигатель; в конце расчета определяется расход воздуха из условия обеспечения заданной тяги и вычисляются площади характерных сечений из условия обеспечения этого расхода воздуха. В проектном термогазодинамическом расчете определяются параметры будущего двигателя в одних наиболее характерных условиях полета и на одном наиболее характерном режиме работы, т. е. определяются параметры в одной точке. Назовем эту точку исходной расчетной точкой и параметры в ней обозначим индексом «исх».

Во втором случае расчет характеристик двигателя ведется на действительный расход воздуха, который проходит через газозаборный тракт в данных условиях работы на заданном режиме.

При проектном термогазодинамическом расчете двигателя, кроме расхода воздуха, можно задаваться еще параметрами рабочего процесса: степенью повышения давления π_k и температурой газа перед турбиной T_3^* . В известных пределах можно изменять также величины КПД и коэффициенты потерь. Таким образом, расход воздуха, параметры рабочего процесса (π_k и T_3^*), КПД узлов и коэффициенты потерь, а также внешние условия с методической точки зрения являются независимыми переменными, которыми нужно задаться или которые нужно принять из каких-либо соображений при выполнении проектного термогазодинамического расчета.

При расчете же характеристик выполненного двигателя в качестве независимого переменного, кроме внешних условий, можно принять только один параметр, характеризующий режим, так как у ТРД с неизменными характерными сечениями один параметр однозначно определяет все параметры рабочего процесса, КПД узлов, удельные параметры и тягу двигателя. Примем для простоты, что режим задается температурой газа перед турбиной. Кроме того, у выполненного двигателя задаются в общем случае характеристики узлов и площади характерных сечений или параметры, их определяющие. Характерными для выполненного одновального ТРД являются сечение 3—3 на входе в турбину и минимальное сечение 5—5 на выходе из сопла. Площадь сечения 3—3 задается обычно приведенным расходом газа через турбину $G_{зпр}$. Минимальное сечение на выходе из сопла задается площадью сечения F_5 или приведенным расходом газа через сопло $G_{4пр}$ (на режимах сверхкритического истечения).

Существо методики расчета характеристик сводится к решению основных уравнений, описывающих совместную работу узлов, и к определению параметров рабочего процесса и расхода воздуха, а также КПД узлов и коэффициентов потерь, если последние приняты переменными. Основные уравнения (баланса мощности, расхода и давлений) решаются совместно с характеристиками узлов обычно методом последовательных приближений. Последовательные приближения оказываются в общем случае неизбежными, так как параметры рабочего процесса различных узлов взаимосвязаны. Например, величины π_k и π_T зависят друг от друга, КПД и коэффициенты потерь зависят от положения рабочих точек на характеристиках, а положение рабочих точек, в свою очередь, зависит от КПД узлов. В остальном расчет характеристик не отличается от проектного термогазодинамического расчета двигателя, т. е. после определения параметров рабочего процесса и КПД узлов задача сводится к расчету параметров по тракту и определению тяги и удельного расхода топлива.

В настоящее время имеется много разнообразных методов расчета характеристик двигателя. Практически все моторостроительные конструкторские бюро, а также НИИ, занимающиеся проблемами авиационного моторостроения, при расчете характеристик пользуются методами, разработанными в своих организациях. Методы расчета высотно-скоростных характеристик изложены также в работах [3], [5], [23], [17] и др.

Имеющиеся методы расчета отличаются друг от друга разными допущениями, связанными с точностью учета переменных потерь в узлах. (Ниже будет показан приближенный расчет, при котором КПД узлов и коэффициенты потерь принимаются постоянными, и более точный расчет характеристик двигателя с учетом характеристик узлов). Методы расчета отличаются также различным подходом к решению основных уравнений, что приводит к различной последовательности расчета, которая зависит еще и от схемы двигателя (и приближенный, и точный расчеты будут даны для одновального ТРД и изложены в двух вариантах, отличающихся последовательностью).

Наконец, имеющиеся методики отличаются использованием различных термодинамических функций: изменение свойств рабочего тела в различных сечениях газового тракта и на различных режимах работы двигателя может учитываться по известным зависимостям удельной теплоемкости и показателя адиабаты от температуры рабочего тела и коэффициента избытка воздуха, расчет может производиться по $I-S$ диаграмме или с использованием π, i — функций [10].

По изложенной далее методике высотно-скоростные характеристики могут рассчитываться и с учетом изменения свойств рабочего тела, и без такого учета. Во втором случае теплоемкость и показатель адиабаты принимаются соответственно:

для воздуха $c_p = 10 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$, $k = 1,4$;

для газа $c_{p,r} = 1,15 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $k_r = 1,33$.

Тогда для вычисления величин $\pi_k^{\frac{k-1}{k}}$, $\left(1 - \frac{1}{\pi_T \frac{\text{кг}-1}{\text{кг}}}\right)$ и $\left(1 - \frac{1}{\pi_c \frac{\text{кг}-1}{\text{кг}}}\right)$

используются таблицы приложения 6, и весь расчет значительно упрощается. Этим способом целесообразно пользоваться, когда точность расчета не имеет существенного значения.

3.2.1. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК

Для расчета характеристик задаются: высота H и скорость полета $V_{\text{ш}}$, температура $T_{\text{н}}$ и давление $p_{\text{н}}$ наружного воздуха, температура газа перед турбиной T_3^* . В этом случае следующие величины принимаются постоянными:

$\sigma_{\text{вх}}$ — коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике;

$\eta_{\text{к}}^*$ — КПД компрессора;

$\sigma_{\text{ис}}$ — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;

$\eta_{\text{ис}}$ — коэффициент полноты сгорания топлива;

$\eta_{\text{т}}^*$ — КПД турбины;

φ_r — коэффициент потерь скорости в реактивном сопле;

$\gamma_{\text{охл}} = 1 - \frac{G_{\text{охл}}}{G_{\text{в}}}$ — коэффициент, характеризующий отбор воздуха на охлаждение горячих узлов двигателя.

$\eta_{\text{м}}$ — механический КПД;

Принимаются постоянными также приведенный расход газа через турбину и площадь минимального выходного сечения сопла:

$$G_{\text{зп}} = (G_{\text{зп}})_{\text{исх}}, \quad F_5 = F_{\text{исх}}.$$

Рассмотрим два варианта приближенного расчета характеристик.

Первый вариант

1. **Входное устройство.** Определим полные параметры воздушного потока в сечении на входе в компрессор:

$$T_{\text{н}}^* = \frac{T_{\text{н}}}{\pi(\lambda_{\text{н}})}, \quad \pi_V = \frac{\sigma_{\text{вх}}}{\pi(\lambda_{\text{н}})}, \quad p_1^* = p_{\text{н}} \cdot \pi_V, \quad (3.8)$$

где π_V — степень повышения давления в воздухозаборнике от скоростного напора;

$\pi(\lambda_{\text{н}}); P(\lambda_{\text{н}})$ — газодинамические функции коэффициента скорости полета $\lambda_{\text{н}}$ или числа $M_{\text{н}}$ [2];

M_{Π} — отношение скорости полета к скорости звука

$$M_{\Pi} = \frac{V_{\Pi}}{a}, \quad a = \sqrt{kRT_{\Pi}}. \quad (3.9)$$

2. **Компрессор.** Зададимся расходом воздуха через компрессор (в первом приближении величину $G_{\text{в}}$ можно взять с предварительно рассчитанной линии совместной работы) и определим степень повышения давления в компрессоре из условия сохранения постоянного приведенного расхода газа через турбину

$$G_{\text{зпр}} = G_{\text{в}} \cdot \nu_{1-3} \frac{1,013 \cdot 10^5}{p_3^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{288}}.$$

Выразив давление газа перед турбиной p_3^* через $\pi_{\text{к}}$

$$p_3^* = p_1^* \cdot \pi_{\text{к}} \cdot \sigma_{\text{кс}},$$

найдем

$$\pi_{\text{к}} = \frac{1,013 \cdot 10^5 G_{\text{в}} \nu_{1-3} \sqrt{T_3^*}}{\sqrt{288} \cdot p_1^* \cdot \sigma_{\text{кс}} (G_{\text{зпр}})_{\text{исх}}}, \quad (3.10)$$

где ν_{1-3} — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела в сечении перед турбиной относительно массы воздуха на входе в компрессор

$$\nu_{1-3} = (1 - \overline{G}_{\text{охл}} - \overline{G}_{\text{отб}} - \overline{G}_{\text{ут}})(1 + q_{\text{т}}).$$

Высотно-скоростные характеристики рассчитываются обычно для случая работы двигателя без отбора воздуха на самолетные нужды ($\overline{G}_{\text{отб}} = 0$). Предположим для простоты, что утечки воздуха равны нулю ($\overline{G}_{\text{ут}} = 0$). Тогда

$$\nu_{1-3} = \nu_{\text{охл}}(1 + q_{\text{т}}). \quad (3.11)$$

Относительный расход топлива $q_{\text{т}}$, изменяющийся при изменении условий работы двигателя, будет определен ниже. Однако величина $(1 + q_{\text{т}})$ изменяется незначительно и поэтому в первом приближении в расчете можно коэффициент ν_{1-3} взять из расчета исходной точки

$$\nu_{1-3} = \nu_{1-3 \text{ исх.}}$$

Далее вычислим удельную работу компрессора

$$L_{\text{к}} = c_p T_{\text{н}}^* \left(\pi_{\text{к}}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\gamma_{\text{к}}^*} \quad (3.12)$$

и полную температуру воздушного потока за компрессором

$$T_2^* = T_{\text{н}}^* + \frac{L_{\text{к}}}{c_p}. \quad (3.13)$$

3. **Камера сгорания.** Расход топлива через камеру сгорания G_T определим в следующей последовательности. Вначале найдем относительный расход топлива q_T . Величина q_T определяется температурой рабочего тела перед и за камерой сгорания, коэффициентом полноты сгорания $\eta_{\text{КС}}$ и низшей теплотворной способностью топлива H_u . Имеется целый ряд формул для расчета относительного расхода топлива в зависимости от перечисленных величин. Анализ этих формул сделан в работе [26]. В настоящее время наибольшее распространение получил способ определения относительного расхода топлива, предложенный К. В. Холщевниковым и Я. Т. Ильичевым и основанный на использовании номограмм или таблиц. Величина q_T вычисляется по формуле

$$q_T = \frac{c_p \cdot T_3^* - c_p T_2^*}{H_u \eta_{\text{КС}} - n T_3^* + n_0 T_0}, \quad (3.14)$$

где знаменатель находится в зависимости от температуры газа перед турбиной по таблицам приложения 8, а произведение $c_p \cdot T^*$ в числителе — в зависимости от температуры T_3^* и T_2^* по таблицам приложения 7.

Более целесообразно определять величину q_T по заранее построенной номограмме (см. приложение 4)

$$q_{T, \text{ном}} = f(T_3^*, T_2^*). \quad (3.15)$$

Величина $q_{T, \text{ном}}$ рассчитана для коэффициента полноты сгорания $\eta_{\text{КС}} = 0,98$ и низшей теплотворности топлива $H_u = 429 \cdot 10^5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$. В случае другого значения $\eta_{\text{КС}}$ можно с высокой точностью принять

$$q_T = q_{T, \text{ном}} \frac{0,98}{\eta_{\text{КС}}}. \quad (3.16)$$

Аналогично производится пересчет и для другого значения H_u .

Расход топлива через камеру сгорания

$$G_T = q_T \cdot G_B \cdot \nu_{\text{охл.}} \quad (3.17)$$

Коэффициент ν_{1-3} вычислим по формуле (3.11).

4. **Турбина.** Удельную работу турбины определим из уравнения баланса мощности компрессора и турбины

$$L_T = \frac{L_K}{\nu_{1-3} \cdot \eta_M}. \quad (3.18)$$

Полная температура газа за турбиной

$$T_4^* = T_3^* - \frac{L_T}{c_{p, \text{г}}}. \quad (3.19)$$

Степень понижения давления в турбине определится из формулы работы турбины

$$\left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_T-1}{k_T}}}\right) = \frac{L_T}{c_{pT} \cdot T_3^* \cdot \gamma_{T3}^*} \quad (3.20)$$

Величина π_T в зависимости от функции (3.20) может быть найдена по таблицам (приложение 6).

Однако полученное значение π_T определено из уравнения баланса мощности компрессора и турбины и поэтому может не удовлетворить условию совместной работы турбины и сопла. Это является следствием того, что принятое в первом приближении значение расхода воздуха оказалось неверным. Ниже будет проверено, удовлетворяет ли величина π_T условию неразрывности потока между турбиной и соплом.

5. **Сопло.** Степень расширения газа в сопле определим из уравнения баланса давлений

$$\pi_c = \frac{\pi_V \cdot \pi_K \cdot \sigma_{KC}}{\pi_T} \quad (3.21)$$

Из уравнения расхода для сечения 5—5 вычислим площадь потока в минимальном (критическом) сечении сопла

$$F_5 = \frac{G_B \cdot v_{1-5} \sqrt{T_4^*}}{m_{кр.г} \cdot \pi_c \cdot p_H \cdot \sigma_c \cdot q(\lambda_5)} \quad (3.22)$$

где

$$v_{1-5} = (1 + q_T); \quad (3.23)$$

$q(\lambda_5)$ — относительная плотность тока в минимальном сечении сопла; при критическом и сверхкритическом истечении газа из сопла величина $q(\lambda_5) = 1$. При докритическом истечении коэффициент скорости λ_5 вычисляется как произведение коэффициента скорости при изэнтропическом истечении на коэффициент потерь скорости в реактивном сопле

$$\lambda_5 = \lambda_{5a} \varphi_c \quad (3.24)$$

Величина λ_{5a} находится по газодинамическим функциям [2] в зависимости от значения

$$\Pi(\lambda_{5a}) = \frac{1}{\pi_c}; \quad (3.25)$$

σ_c — коэффициент восстановления полного давления в дозвуковой части сопла

$$\sigma_c = \frac{\Pi(\lambda_{5a})}{\Pi(\lambda_5)}; \quad (3.26)$$

для критического и сверхкритического истечения в формуле (3.26) принимаем

$$\lambda_{5a} = 1, \quad \lambda_5 = \varphi_c; \quad (3.27)$$

$m_{\text{крп}} = 0,0397 \left[\frac{\text{кг} \cdot \text{К}}{\text{Дж}} \right]^{0,5}$ — численный коэффициент для газа ($k = 1,33$).

Поскольку рассчитываются высотно-скоростные характеристики выполненного двигателя с неизменными сечениями газозвдушного тракта, полученное значение площади F_5 должно совпадать с заданным значением $F_{5\text{исх}}$, взятым из проектного термогазодинамического расчета. Сравнение площадей F_5 и $F_{5\text{исх}}$ означает проверку условия неразрывности потока между турбиной и соплом. Если $F_5 \neq F_{5\text{исх}}$, то принятая в самом начале величина расхода воздуха не соответствует условию неразрывности потока по тракту двигателя, а определенные в ходе расчета параметры не удовлетворяют условию совместной работы узлов. Расчет необходимо повторить, задаваясь другим значением расхода воздуха. Увеличение расхода воздуха ведет к увеличению площади сечения F_5 .

После подбора расхода воздуха, удовлетворяющего условию совместной работы узлов, необходимо вычислить скорость истечения газа из сопла и перейти к определению тяги двигателя и удельного расхода топлива.

Скорость истечения газа из сопла при условии полного расширения

$$c_5 = \varphi_c \cdot \sqrt{2c_{p\Gamma} \cdot T_4^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right)}. \quad (3.28)$$

6. Тяга двигателя и удельный расход топлива

Удельная тяга двигателя

$$R_{\text{уд}} = c_5 v_{1-5} - V_{\text{п}}. \quad (3.29)$$

Тяга

$$R = R_{\text{уд}} \cdot G_{\text{в}}. \quad (3.30)$$

Удельный расход топлива

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{\text{т}}}{R}. \quad (3.31)$$

В случае неполного расширения газа в сопле величины c_5 , $R_{\text{уд}}$ и R могут быть найдены по тем же формулам (3.28; 3.29 и 3.30), но вместо коэффициента скорости φ_c в формулу (3.28) следует подставить коэффициент тяги, учитывающий потери вследствие неполного расширения. Если коэффициент тяги не задан,

то скорость в выходном сечении сопла c_5^1 вычисляется также по формуле (3.28), но на режимах сверхкритического истечения вместо располагаемой степени расширения $\pi_c = \frac{p_4^*}{p_n}$ в формулу следует подставлять действительную степень расширения газа в сопле, которая, например, для сужающегося сопла равна

$$\pi_{с.кр} = \frac{p_1^*}{p_5^1} = \left(\frac{k_\Gamma + 1}{2} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}}$$

Тяга при этом вычислится по формуле

$$R = G_v (c_5^1 \nu_{1-5} - V_n) + F_5^1 (p_5^1 - p_n),$$

где c_5^1 , F_5^1 , p_5^1 — параметры в выходном сечении сопла.

Особенность первого варианта расчета состоит в том, что характеристики рассчитываются в той же последовательности, в какой воздух проходит по тракту двигателя. Такое построение методики является простым и универсальным. Однако для того, чтобы начинать расчет с параметров компрессора, которые неизвестны, необходимо задаться расходом воздуха и подобрать его методом последовательных приближений из условия обеспечения постоянной площади выходного сечения сопла. Число последовательных приближений может быть достаточно большим.

Второй вариант расчета позволяет уменьшить число последовательных приближений, а на режимах сверхкритического истечения из сопла практически избавиться от них. В этом варианте надо задаться не расходом воздуха, а степенью понижения давления в турбине π_T , которая изменяется в более узких пределах, а на режимах $\lambda_5 \geq 1$ сохраняется постоянной.

Второй вариант

1. **Входное устройство.** Параметры на выходе из входного устройства определяются одинаково во всех методах расчета, т. е. по формулам (3.8) и (3.9).

2. **Турбина.** Зададимся степенью понижения давления в турбине π_T . В первом приближении можно принять $\pi_T = \pi_{T,исх}$. Удельная работа турбины

$$L_T = c_{p,\Gamma} T_3^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_\Gamma - 1}{\pi_T k_\Gamma}} \right) \cdot \eta_T^* \quad (3.32)$$

Температуру за турбиной вычислим так же, как и в первом варианте.

3. **Компрессор.** Из уравнения баланса мощности определим удельную работу компрессора, а не турбины, как было в первом варианте,

$$L_k = L_T \nu_{1-3} \cdot \eta_m. \quad (3.33)$$

Из формулы для работы компрессора найдем степень повышения давления в компрессоре с помощью таблиц приложения 6

$$\left(\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) = \frac{L_k \cdot \gamma_k^*}{c_p T_n^*}. \quad (3.34)$$

Температуру за компрессором и давление перед турбиной вычислим так же, как и в первом варианте.

Расход воздуха на входе в компрессор определим из условия сохранения постоянного приведенного расхода газа через турбину

$$G_n = \frac{G_{зпр}}{\nu_{1-3}} \frac{P_3^*}{1,013 \cdot 10^5} \sqrt{\frac{288}{T_3^*}}. \quad (3.35)$$

Следует заметить, что в первом варианте расчета расход воздуха можно было бы найти также по формуле (3.35), если задаться в первом приближении не величиной G_n , а степенью повышения давления в компрессоре.

4. **Камера сгорания.** Расход топлива определяется одинаково во всех методах расчета, т. е. по формулам (3.14)—(3.17).

5. **Сопло.** Степень расширения газа в сопле находится во всех методах расчета по уравнению баланса давлений (3.21), скорость истечения — по формуле (3.28). Площадь потока в минимальном сечении сопла вычисляется, как и в первом варианте расчета, по формуле (3.22). Сравнивая полученное значение площади с заданным, проверим условие неразрывности потока между турбиной и соплом. Если $F_5 \neq F_{\text{исх}}$, то расчет нужно повторить, задаваясь новым значением π_T . Снижение π_T ведет к уменьшению площади сопла.

6. **Тяга двигателя и удельный расход топлива** определяются одинаково во всех методах расчета, т. е. по формулам (3.29)—(3.31).

Главное преимущество приближенного расчета высотно-скоростных характеристик — простота и небольшая трудоемкость. Благодаря простоте, легко проследить связь между параметрами, а также проследить, как решаются основные уравнения совместной работы узлов двигателя. Приближенный метод широко применялся на практике до внедрения ЭВМ, а в настоящее время используется только на этапе предварительной оценки характеристик

двигателя. Для окончательного расчета характеристик выполненного двигателя этот метод обычно не применяется, так как не обеспечивает требуемой точности расчета вследствие приближенного учета потерь в узлах. Более строго потери могут быть учтены по характеристикам узлов двигателя.

3.2.2. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ТРД ПО ЗАДАНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ЕГО УЗЛОВ

В этом расчете в отличие от приближенного, КПД узлов и коэффициенты потерь принимаются не постоянными, а определяются по характеристикам узлов.

Предположим, что характеристики компрессора, турбины и сопла заданы графически в том виде, в каком они были описаны в первой главе. Характеристики камеры сгорания заданы, как и раньше, постоянными коэффициентами полноты сгорания топлива и восстановления полного давления. Характеристики диффузора заданы зависимостью коэффициента восстановления полного давления от числа $M_{\text{д}}$. Кроме того, для расчета характеристик заданы, как и при приближенном расчете, внешние условия и температура газа перед турбиной. Как и раньше, рассмотрим два варианта расчета характеристик.

Первый вариант

1. **Входное устройство.** Вычислим параметры воздушного потока на выходе из входного устройства по формулам (3.8) и (3.9),

2. **Компрессор.** Для расчета рабочего процесса в компрессоре нужно знать величину $\eta_{\text{к}}^*$, которая определяется положением рабочей точки на характеристике. Поэтому целесообразно задаться в первом приближении положением рабочей точки на характеристике компрессора, т. е. величинами $\pi_{\text{к}}$ и $q(\lambda_1)$. Относительная плотность тока определяет расход воздуха через двигатель

$$G_{\text{в}} = \frac{m_{\text{кр}} \cdot p_1^* \cdot F_1 \cdot q(\lambda_1)}{\sqrt{T_{\text{н}}^*}} \quad (3.36)$$

Удельная работа компрессора и температура за компрессором находятся так же, как и в первом варианте приближенного расчета.

3. **Камера сгорания.** Вычислим расход топлива через камеру сгорания по формулам (3.14) — (3.17).

4. **Турбина.** Удельную работу турбины $L_{\text{т}}$ определим из уравнения баланса мощности, как и в первом варианте приближенного расчета. Одновременно найдем температуру газа за турбиной, степень понижения давления в турбине $\lambda_{\text{т}}$ и давление за турбиной.

Причем величина π_T зависит от КПД турбины η_T^* , значение которого пока неизвестно. Поэтому в первом приближении примем $\eta_T^* = \eta_T^*_{исх}$. После предварительного вычисления величины π_T , по характеристике турбины возьмем коэффициент η_T^* и приведенный расход газа через турбину $\eta_T^* = f_1(\pi_T)$, $G_{зпр} = f_2(\pi_T)$. Если найденное по характеристике турбины значение КПД η_T^* отличается от величины $\eta_T^*_{исх}$, принятой в первом приближении, то расчет π_T необходимо повторить.

После того, как найдена величина $G_{зпр}$, вернемся к компрессору и уточним степень повышения давления (по формуле 3.10), уточним положение рабочей точки на характеристике (в зависимости от нового значения π_K) и КПД компрессора. В случае отличия величин π_K и η_K^* от ранее вычисленных расчет нужно повторить, начиная с параметров компрессора.

5. **Сопло.** Степень расширения газа в сопле π_c определим по формуле (3.21). По характеристике сопла в зависимости от π_c возьмем приведенный расход газа через сопло $G_{4пр}$ и коэффициент скорости сопла φ_c . Величину $G_{4пр}$ вычислим, кроме того, по параметрам газа за турбиной

$$G_{4пр} = G_B \nu_{1-5} \frac{1,013 \cdot 10^6}{P_4^*} \sqrt{\frac{T_4^*}{288}}. \quad (3.37)$$

Величина $G_{4пр}$, вычисленная по формуле (3.37), должна быть равна величине $G_{4пр}$, найденной по характеристике сопла. Если эти величины не равны, то условие неразрывности потока между турбиной и соплом не обеспечивается, т. е. расход воздуха, принятый в первом приближении при расчете параметров компрессора, не может быть пропущен через минимальное сечение сопла. В этом случае необходимо изменить относительную плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_1)$ и повторить расчет. Увеличение $q(\lambda_1)$ приводит к увеличению приведенного расхода газа через сопло $G_{4пр}$.

Скорость истечения газа из сопла вычисляется по формуле (3.28).

6. **Тяга двигателя и удельный расход топлива** определяются по формулам (3.29) — (3.31).

Для определения частоты вращения ротора n необходимо взять с характеристики компрессора ее приведенное значение

$$n_{пр} = f[\pi_K, q(\lambda_1)]$$

и вычислить величину

$$n = n_{пр} \cdot \sqrt{\frac{T_H^*}{288}}.$$

Первым вариантом расчета целесообразно пользоваться, если известно, хотя бы ориентировочно, положение рабочей точки на

характеристике компрессора, соответствующее заданному значению температуры газа перед турбиной. Например, положение рабочей точки может быть определено предварительным расчетом линии совместной работы. Этим вариантом целесообразно пользоваться также, если режим работы двигателя задан не температурой газа перед турбиной, а частотой вращения ротора n . В последнем случае при заданной величине n , во-первых, сужается область возможных значений π_k и $q(\lambda_1)$, во-вторых, приходится задаваться и затем уточнять только один параметр, например π_k , который определяет положение рабочей точки на характеристике компрессора.

Рассмотренный вариант расчета нашел широкое применение в практике многих моторостроительных КБ и НИИ.

Если режим работы задан температурой газа перед турбиной, то во многих случаях целесообразно начинать расчет с параметров турбины, как во втором варианте приближенного расчета.

Второй вариант

1. **Входное устройство.** Определим параметры воздушного потока на выходе из входного устройства.

2. **Турбина.** Как и во втором варианте приближенного расчета, зададимся степенью понижения давления в турбине π_t , вычислим удельную работу турбины (по формуле 3.32) и температуру за турбиной. Только в отличие от приближенного расчета, КПД турбины и приведенный расход берутся по характеристике турбины

$$G_{зир}, \eta_t = f(\pi_t).$$

3. **Компрессор.** Как и во втором варианте приближенного расчета, удельную работу компрессора определим из уравнения баланса мощности (3.33), а затем вычислим степень повышения давления в компрессоре и расход воздуха через двигатель по формулам (3.34) и (3.35). При вычислении π_k вначале необходимо задаться величиной КПД компрессора, а затем взять ее по характеристике компрессора

$$\eta_k^* = f[\pi_k, q(\lambda_1)],$$

где

$$q(\lambda_1) = \frac{G_B \sqrt{T_{II}^*}}{m_{кр} \cdot P_{I}^* \cdot F_I}.$$

4. **Камера сгорания.** Найдем расход топлива через камеру сгорания.

5. **Сопло.** Определим степень расширения газа в сопле; проверим, обеспечивается ли условие неразрывности потока между тур-

биной и соплом; вычислим скорость истечения газа из сопла. Эти параметры находятся так же, как и в первом варианте расчета характеристик двигателя по заданным характеристикам узлов.

6. Тяга двигателя и удельный расход топлива определяются, как и раньше.

Расчет характеристик двигателя по характеристикам узлов отличается от приближенного расчета более строгим учетом потерь. Основные уравнения решаются в принципе так же, как в приближенном расчете характеристик. Однако использование характеристик узлов потребовало определения рабочих точек на этих характеристиках, увеличило число последовательных приближений, усложнило расчет и сделало его довольно трудоемким.

Первый вариант как приближенного, так и более точного расчета проводится в той последовательности, в какой проходит газ по тракту двигателя, и порядок этого расчета не отличается от порядка проектного термогазодинамического расчета двигателя. В отличие от проектного термогазодинамического расчета величины π_k и G_B не задаются, а подбираются методом последовательных приближений. Например, степень повышения давления π_k подбирается из условия неразрывности потока между турбиной и компрессором, а расход G_B подбирается из условия обеспечения заданного значения площади минимального сечения сопла.

Второй вариант как приближенного, так и более точного расчета начинается с определения параметров турбины: при заданной T_3^* и принятом значении π_T определяется работа турбины; далее из баланса мощности определяется работа компрессора, а следовательно, и величина π_k ; расход воздуха определяется из условия неразрывности течения потока в сечениях на входе в компрессор и турбину; наконец, степень понижения давления в турбине подбирается окончательно из условия неразрывности потока между турбиной и соплом.

3.2.3. РАСЧЕТ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ ПО ОБОБЩЕННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Для расчета высотно-скоростных характеристик в данном случае необходимо иметь обобщенные характеристики. Этапы расчета обобщенных характеристик в общем виде можно проследить во второй главе: вначале рассчитываются линии совместной работы; в каждой рабочей точке определяются параметры узлов турбокомпрессора и отношение $\frac{T_3^*}{T_H^*}$; далее находятся параметры, характеризующие работу сопла (степень расширения газа в сопле и

отношение $\frac{T_4^*}{T_n^*}$); наконец, вычисляются приведенные к САУ тяга и удельный расход топлива.

Обобщенные характеристики рассчитываются по относительным параметрам; температура рабочего тела в узлах двигателя, зависящая от условий полета при этом не определяется. Поэтому не может быть учтено изменение свойств рабочего тела, и расчет ведется при постоянных значениях газовой постоянной, удельной теплоемкости и показателя адиабаты. Это вносит дополнительную погрешность в расчет характеристик двигателя, особенно на больших сверхзвуковых скоростях полета.

Для расчета высотно-скоростных характеристик по обобщенным характеристикам необходимо знать закон и программу регулирования двигателя.

Пусть двигатель регулируется по закону сохранения постоянной частоты вращения ротора на каждом режиме. А программа регулирования задана зависимостью частоты вращения от угла установки РУД, т. е. известна величина n на разных режимах.

Если обобщенные характеристики заданы графиками (см. рис. 2.3, 2.4 и 2.5), то расчет высотно-скоростных характеристик сводится к следующему:

- 1) выбираются внешние атмосферные условия, высота и скорость полета, режим работы двигателя;
- 2) определяются полные параметры воздушного потока на входе в двигатель T_n^* , ρ_n^* ;
- 3) вычисляется приведенная частота вращения ротора $n_{пр}$;
- 4) по обобщенным характеристикам в зависимости от $n_{пр}$ находятся остальные приведенные параметры, в том числе $R_{пр}$, $C_{уд.пр}$;
- 5) по формулам приведения вычисляются истинные значения всех параметров двигателя, например,

$$R = R_{пр} \frac{\rho_n^*}{1,013 \cdot 10^3}, \quad C_{уд} = C_{уд.пр} \sqrt{\frac{T_n^*}{288}}, \quad T_4^* = T_{4.пр}^* \frac{T_n^*}{288}.$$

Аналогично производится расчет и для случая, когда режим задается величиной T_3^* или, например, законом изменения расхода топлива.

Таким образом, расчет высотно-скоростных характеристик по обобщенным характеристикам двигателя достаточно прост и не требует много времени. Более трудоемким является построение самих обобщенных характеристик для различных чисел M_n . Поэтому представляют интерес возможные случаи упрощения обобщенных характеристик.

Например, обобщенные характеристики можно ограничить параметрами турбокомпрессора двигателя (см. рис. 2.3. и 2.4), а тягу и удельный расход топлива, которые расслаиваются по чис-

лу $M_{п}$, не наносит на обобщенные характеристики. В этом случае высотно-скоростные характеристики рассчитываются непосредственно по параметрам турбокомпрессора двигателя, т. е. используется принцип частичного подобия узлов двигателя. Расчет сводится к определению величин $\pi_k, \pi_T, \frac{T_4^*}{T_H^*} G_{т.пр}, G_{в.пр}$ в зависимости от приведенной частоты вращения ротора и числа $M_{п}$. Затем вычисляются степень расширения в сопле и температура газа за турбиной по формулам:

$$\pi_c = \frac{\pi_V \pi_k \sigma_{кв}}{\pi_T}, \quad T_4^* = \left(\frac{T_4^*}{T_H^*} \right) \cdot T_H^* .$$

А далее по формулам приведения определяются расход воздуха и расход топлива через двигатель. Наконец, по формулам (3.28) — (3.31) вычисляются скорость истечения газа из сопла, удельные параметры двигателя и тяга.

Более целесообразно упростить обобщенные характеристики, нанеся на них параметр Φ_5 , характеризующий полный выходной импульс. Для этого формулу тяги для общего случая неполного расширения газа в сопле

$$R = G_v (c_5 v_{1-5} - V_{п}) + F_5 (p_5 - p_H)$$

запишем в следующем виде:

$$R = \Phi_5 - G_v V_{п} - F_5 p_H .$$

Величина

$$\Phi_5 = G_v c_5 + F_5 p_5$$

представляет собой полный выходной импульс газового потока и может быть выражена через полное давление и газодинамическую функцию коэффициента скорости на срезе сопла λ_5^1 :

$$\Phi_5 = p_5^* F_5 f(\lambda_5^1) .$$

Разделив выходной импульс на произведение $p_1^* F_5$, получим

$$\bar{\Phi}_5 = \frac{\pi_k \cdot \sigma_{кв} \cdot \sigma_c}{\pi_T} f(\lambda_5^1) . \quad (3.38)$$

Из формулы (3.38) видно, что параметр $\bar{\Phi}_5$ зависит от относительных величин, которые определяются положением рабочей точки на характеристике компрессора. Поэтому на режимах сверхкритического истечения газа из сопла он определяется приведенной частотой вращения ротора, а на режимах докритического истечения зависит еще от числа $M_{п}$.

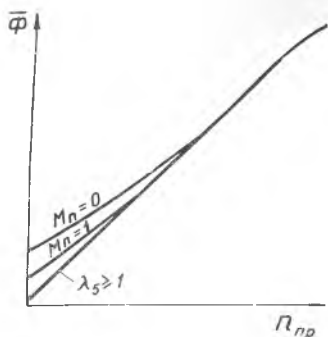


Рис. 3.6. Зависимость параметра $\bar{\Phi}_5$ от приведенной частоты вращения ротора и числа $M_{п}$

Если зависимость $\bar{\Phi}_5 = f(n_{пр}, M_{п})$ имеется на обобщенных характеристиках (рис. 3.6), то тягу можно находить по формуле

$$R = \bar{\Phi}_5 p_1^* F_5 - G_v V_{п} - F_5 p_{п}. \quad (3.39)$$

В этом случае нет необходимости строить сетку кривых

$$R_{пр} = f(n_{пр}, M_{п}), C_{уд.пр} = f(n_{пр}, M_{п}),$$

показанных на рис. 2.5, что упрощает обобщенные характеристики и уменьшает трудоемкость их расчета.

Приведенные здесь методы расчета высотно-скоростных характеристик по обобщенным характеристикам могут быть использованы и для приближенного пересчета характеристик двигателя из одних полетных и атмосферных условий в другие. Например, характеристики, полученные экспериментальным путем в земных стендовых условиях, могут быть пересчитаны на условия длительного полета на высоте. Такая задача часто встречается в практике доводки двигателя.

3.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

Характеристики двигателя — это зависимость тяги, удельного расхода топлива, температуры газа за турбиной и других параметров от режима работы двигателя или от внешних полетных и атмосферных условий. Характеристики разделяются на дроссельные, взлетные, высотные и скоростные. К ним относятся зависимости перечисленных выше основных параметров соответственно от режима работы, от температуры и давления наружного воздуха, от высоты и скорости полета. Последние называют обычно высотно-скоростными характеристиками.

Характеристики необходимы для оценки силовой установки летательного аппарата, без них невозможно оценить эффективность применения того или иного двигателя на летательном аппарате.

Характеристики служат также для сравнения различных типов двигателей и оценки перспектив их развития.

Цель данного раздела — установить характер изменения тяги, удельного расхода топлива и других параметров в зависимости от режима работы и внешних условий. Это можно сделать тремя методами:

- 1) анализом изменения параметров по тракту,
- 2) анализом обобщенных характеристик,
- 3) методом свободной работы цикла.

Первый и второй метод позволяют, как правило, установить, как изменяются параметры рабочего процесса в зависимости от рассматриваемого фактора. В большинстве случаев они дают возможность также установить характер зависимости удельной тяги от рассматриваемого фактора. Во многих случаях, однако, с помощью этих двух методов нельзя однозначно определить характер изменения удельного расхода топлива. Поэтому приходится прибегать к методу свободной работы цикла. Эти три метода дополняют друг друга и составляют единый метод термодинамического анализа характеристик двигателя.

3.3.1. ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Дроссельной характеристикой называют зависимость тяги, удельного расхода топлива и других основных параметров от режима работы при постоянных внешних условиях. Режим работы задается расходом топлива, температурой газа перед турбиной, частотой вращения ротора или каким-либо другим фактором. Дроссельная характеристика может быть построена по любому из перечисленных параметров, а также по углу установки РУД. Обычно дроссельная характеристика ТРД строится по частоте вращения ротора (рис. 3.7).

В диапазоне режимов от взлетного до малого газа тяга двигателя изменяется в 20—30 раз и составляет на режиме малого газа 5—3% от взлетного режима. Изменение тяги и является целью дросселирования двигателя. Удельный расход топлива изменяется во всем диапазоне режимов более чем в два раза. Расход воздуха уменьшается примерно в четыре раза. Такое изменение перечисленных параметров двигателя обеспечивается в данном случае при снижении частоты вращения ротора с $n=10000$ об/мин на взлетном режиме до $n=5500$ об/мин на режиме малого газа.

В основном, рабочем диапазоне режимов — от взлетного до $\sim 0,85$ номинального — частота вращения ротора изменяется примерно на 10% при изменении тяги на 30%. Интенсивное изменение тяги по частоте вращения требует высокой точности от системы регулирования частоты вращения ротора.

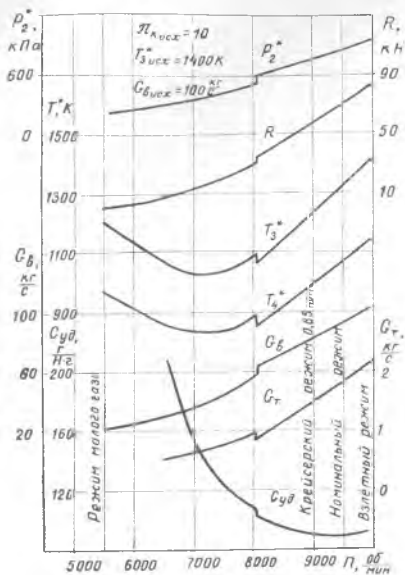


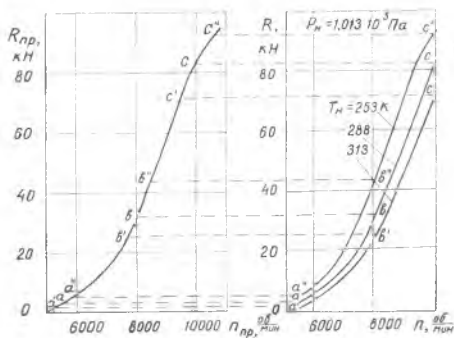
Рис. 3.7. Дроссельная характеристика ТРД

На рис. 3.7 приведена дроссельная характеристика для стандартных атмосферных условий на земле при нулевой скорости полета. В этом случае она не отличается от обобщенных характеристик (см. рис. 2.3, 2.4, 2.5). Характер изменения параметров при дросселировании двигателя является следствием совместной работы узлов и был подробно объяснен в разделе 2.3.

Однако следует иметь в виду, что дроссельные характеристики, построенные для различных внешних условий, несколько отличаются друг от друга характером протекания параметров. Одним и тем же обобщенным характеристикам соответствуют различные дроссельные характеристики. Это объясняется тем, что одному и тому же диапазону режимов (диапазону изменения физической частоты вращения ротора) при различных внешних условиях соответствуют различные диапазоны изменения приведенной частоты вращения и, следовательно, различные участки (зоны) обобщенных характеристик (рис. 3.8).

На дроссельной характеристике на сравнительно низком промежуточном режиме работы (в данном случае это крейсерский режим 0,5 номинального) имеется скачкообразное изменение параметров. Скачок параметров объясняется открытием клапанов, перепускающих воздух из промежуточной ступени компрессора на малых режимах работы двигателя. Благодаря перепуску обеспечивается устойчивая работа компрессора на этих режимах. Влияние перепуска на характер изменения параметров здесь не рассматривается.

Рис. 3.8. Соотношение между дроссельными и обобщенными характеристиками ТРД ($v_{II} = 0$)



3.3.2. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

Характеристики двигателя зависят от атмосферных условий, т. е. от температуры и давления наружного воздуха. Особенно важное значение эта зависимость имеет для взлетного (максимального) режима, так как изменение тяги с изменением атмосферных условий приводит к изменению взлетных качеств самолета. Зависимость тяги, удельного расхода топлива и других параметров двигателя от температуры и давления наружного воздуха назовем взлетными характеристиками двигателя.

Пусть режим работы задается частотой вращения ротора и поддерживается постоянным имеющейся на двигателе системой регулирования. Рассмотрим зависимость тяги и удельного расхода топлива вначале от давления наружного воздуха, а потом от температуры.

Изменение внешнего атмосферного давления при постоянной частоте вращения ротора и постоянной температуре на входе в двигатель не приводит к изменению приведенной частоты вращения: положение рабочей точки на характеристике компрессора сохраняется неизменным. Сохраняется неизменным положение рабочих точек на характеристиках всех остальных узлов. Поэтому степени повышения и понижения давления в узлах двигателя не изменяются. Сохраняется неизменной также температура газа во всех сечениях двигателя, включая температуру газа перед турбиной. Не изменяются скорости в характерных сечениях и удельные работы, совершаемые компрессором и турбиной. Поэтому удельные параметры двигателя сохраняются постоянными. Пропорционально атмосферному давлению изменяется давление во всех сечениях, расход воздуха через двигатель, расход топлива и тяга двигателя. Режимы работы двигателя при различных давлениях наружного воздуха оказываются подобными.

Тяга двигателя определяется удельной тягой и расходом воздуха. А величина $R_{уд}$ определяется в свою очередь параметрами

газового потока в сечении 5—5 на выходе из двигателя. Поэтому для нахождения зависимости тяги от температуры наружного воздуха проследим влияние T_n на изменение параметров газового потока по тракту двигателя. При этом последовательность анализа параметров совпадает с последовательностью их расчета, которая была принята ранее для второго варианта методики расчета характеристик.

Пусть температура наружного воздуха T_n увеличивается при постоянной скорости полета. Это приведет к увеличению полной температуры на входе в компрессор и снижению числа M_n , см. формулу (3.9). При этом снизится также степень повышения давления в воздухозаборнике, см. формулу (3.8).

В разделе 3.1.4 было показано, что при постоянной частоте вращения ротора и изменении T_n^* температура газа перед турбиной обычно изменяется незначительно. Предположим, что она сохраняется постоянной (это справедливо для двигателя с $\pi_{к\text{исх}}=6-8$). Кроме того, предположим, что истечение газа из сопла — сверхкритическое, а следовательно, степень понижения давления в турбине — постоянная. Эти допущения упрощают последующий анализ, но не изменяют его выводы.

При сделанных допущениях удельная работа турбины сохранится неизменной. Сохранится неизменной также и удельная работа компрессора, согласно условию баланса мощности (3.33). Из формулы для работы компрессора (3.34) следует, что увеличение T_n^* приводит к снижению степени повышения давления в компрессоре π_k .

При уменьшении величин π_v и π_k снижается суммарная степень повышения давления в двигателе и степень расширения газа в сопле, см. формулу (3.21).

Такое изменение величин π_k , π_Σ и π_c можно было бы установить, проанализировав обобщенные характеристики: увеличение полной температуры на входе в двигатель приводит к снижению приведенной частоты вращения ротора и соответствующему уменьшению величин π_k , π_Σ и π_c согласно кривым на рис. 2.3, 2.4 и 2.5.

При постоянной температуре газа на входе в турбину и постоянной работе турбины температура газа за турбиной также сохраняется неизменной, см. формулу (3.19).

Скорость истечения газа из сопла и удельная тяга уменьшаются при увеличении температуры наружного воздуха вследствие снижения степени расширения газа в сопле, см. формулы (3.28) и (3.29).

При увеличении T_n^* температура воздуха за компрессором увеличивается (см. формулу 3.13), а относительный расход топлива q_T снижается (3.14). В формуле для удельного расхода топлива

$$C_{уд} = \frac{q_T v_{охл}}{R_{уд}}$$

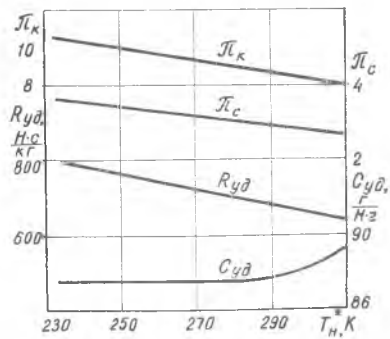


Рис. 3.9. Зависимость параметров π_k ; π_c , $R_{уд}$ и $C_{уд}$ от температуры наружного воздуха при $n = \text{const}$

с увеличением T_n^* уменьшается и числитель, и знаменатель. Поэтому проделанный анализ не позволяет ответить на вопрос, как зависит удельный расход $C_{уд}$ от температуры наружного воздуха.

Обратимся к анализу удельных параметров двигателя методом свободной работы цикла. В первой части курса «Теория ВРД» при рассмотрении основных закономерностей рабочего процесса ВРД доказывалось, что с увеличением T_n^* и уменьшением π_k удельный расход топлива увеличивается вследствие снижения эффективного КПД двигателя (рис 3.9).

Зависимость расхода воздуха через двигатель от температуры наружного воздуха целесообразно проследить по формуле (3.35). Все параметры, входящие в правую часть этой формулы, постоянны, за исключением давления на входе в турбину. Следовательно, в рассматриваемом случае расход G_v изменяется пропорционально давлению P_3^* , так как скорость потока газа в минимальном сечении соплового аппарата турбины постоянна. С увеличением T_n давление газа перед турбиной снижается вследствие снижения суммарной степени повышения давления, что приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель.

Зависимость расхода воздуха от внешних условий может быть установлена также анализом обобщенных характеристик или анализом уравнения расхода (3.36) для сечения на входе в компрессор.

С увеличением наружной температуры расход воздуха через двигатель всегда уменьшается, что принципиально объясняется снижением плотности наружного воздуха. Однако при заданных значениях температуры и давления на входе в компрессор T_1^* и p_1^* величина G_v определяется положением рабочей точки на характеристике компрессора и, следовательно, определяется характеристиками всех узлов, их совместной работой и принятым законом регулирования.

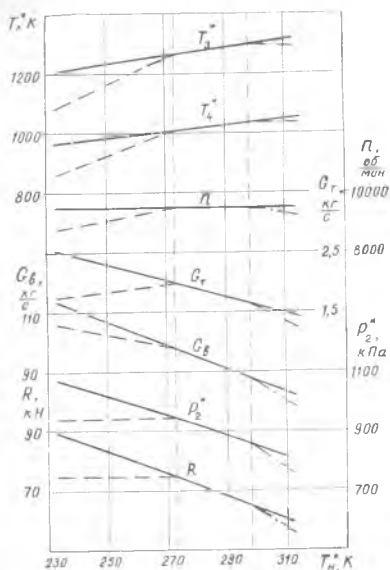


Рис. 3.10. Изменение параметров ТРД по температуре наружного воздуха при работе двигателя на взлетном режиме: ($V_{п}=0$): — при $n=\text{const}$; - - - при $P_{2\text{max}}^*=\text{const}$, — — при $T_{4\text{max}}^*=\text{const}$

Таким образом, увеличение температуры наружного воздуха уменьшает не только удельную тягу, но и расход воздуха. Это приводит к значительному уменьшению тяги (рис. 3.10). Так, при изменении $T_{п}$ от 243 до 313 К тяга уменьшается от $85 \cdot 10^3$ до $59 \cdot 10^3$ Н, т. е. примерно на 30%. Такое изменение тяги на взлетном режиме является неприемлемым, так как приводит к значительному ухудшению тяговых характеристик двигателя и снижению тяговооруженности летательного аппарата в летних условиях. Нормальный взлет самолета в этих условиях может оказаться невозможным. Поэтому перед создателями двигателя ставится, как правило, задача обеспечить заданную максимальную тягу не в стандартных условиях, а в более тяжелых для взлета условиях, когда

$$T_{п} = 303 \text{ К} \quad \text{и} \quad p_{п} = 0,973 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

В зимних условиях тяга двигателя оказывается больше ее заданного в САУ значения. Избыток тяги сопровождается повышенным давлением за компрессором, повышенным расходом воздуха, повышенным расходом топлива. Все это приводит к повышенным нагрузкам на узлы и элементы конструкции двигателя: увеличиваются растягивающие усилия на оболочках двигателя, изгибные напряжения в лопатках компрессора и турбины, осевые усилия и крутящие моменты на валах. Двигатель в зимних условиях оказывается перегруженным. Это говорит о том, что закон регулирования $n=\text{const}$ применять на взлетном режиме во всем диапазоне температур наружного воздуха нецелесообразно.

Чтобы предохранить двигатель от перегрузок в зимних условиях, применяют ограничение максимальной тяги, которое приводит в итоге к ограничению максимального значения всех других параметров. Ограничение тяги может быть осуществлено, например, ограничением максимального давления за компрессором: если величина p_2^* превышает заданное максимальное значение, то ограничитель давления подает сигнал на уменьшение расхода топлива. Уменьшение G_T и приводит к ограничению режима из условия

$$p_{2\max}^* = \text{const.}$$

Максимальному давлению за компрессором соответствует постоянное максимальное значение тяги при различных температурах наружного воздуха, но при постоянном атмосферном давлении (рис. 3.10). Постоянство тяги объясняется тем, что в рассматриваемых условиях при изменении температуры наружного воздуха режимы работы двигателя подобны. Изменение других параметров описывается формулами приведения.

При анализе зависимости параметров двигателя от температуры наружного воздуха предполагалось, что температура газа перед турбиной сохраняется постоянной, а истечение из сопла является сверхкритическим. Из рис. 3.10 следует, что увеличение T_H^* приводит к некоторому увеличению температуры газа перед турбиной. Рост T_3^* объясняется, как было показано выше (см. раздел 3.1.4), увеличением работы компрессора, что характерно для компрессоров с большой степенью повышения давления. На двигателях с исходной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{к\text{исх}} > 10$ повышение T_3^* может достигать значительной величины (см. рис. 3.5). На режимах с докритическим истечением газа из сопла снижение суммарной степени повышения давления вследствие повышения T_H^* приводит не только к снижению степени расширения газа в сопле, но и к уменьшению степени понижения давления газа в турбине. А это, в свою очередь, вызывает дополнительное увеличение температуры газа перед турбиной. При некотором значении T_H^* температура газа перед турбиной может достичь своего максимального значения, превышение которого недопустимо. Чтобы предохранить двигатель от тепловых перегрузок, применяют ограничение взлетного режима по температуре газа перед турбиной: если величина T_3^* достигла заданного максимально допустимого значения, ограничитель температуры подает команду на уменьшение расхода топлива.

Ограничение T_3^* может производиться по температуре газа за турбиной, так как последняя изменяется пропорционально температуре газа перед турбиной.

При работе двигателя в зоне ограничения T_3^* увеличение температуры наружного воздуха приводит к еще большему снижению тяги двигателя (штрихпунктир на рис. 3.10).

Итак, максимальная тяга в заданных условиях с одновременным ограничением возможных перегрузок узлов двигателя обеспечивается подбором закона регулирования и соответствующих законов ограничения. В рассматриваемом случае взлетный режим задается тремя параметрами: частотой вращения ротора, максимальным давлением за компрессором и температурой газа за турбиной.

Такое же протекание параметров в зависимости от температуры наружного воздуха может быть обеспечено, если режим задается одним параметром, например, частотой вращения ротора. В последнем случае заданные характеристики обеспечиваются выбором закона изменения величины n в зависимости от полной температуры на входе в двигатель (см. рис. 3.10), т. е. выбором закона регулирования двигателя на взлетном режиме. Таким образом, даже при изменении температуры на входе в двигатель T_n^* в сравнительно узком диапазоне (от 243 до 313 К) простое регулирование двигателя из условия сохранения постоянными на данном режиме частоты вращения ротора или температуры газа перед турбиной оказывается неприемлемым. Приходится выбирать более сложные комбинированные законы регулирования. Еще сложнее требуются законы регулирования для двигателей со сверхзвуковыми скоростями полета, у которых температура T_n^* изменяется в широких пределах.

3.3.3. ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

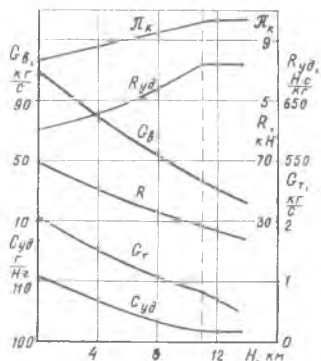
Зависимости тяги, удельного расхода топлива и других параметров от высоты полета при постоянной скорости и при работе двигателя на постоянном режиме называют высотными характеристиками ТРД (рис. 3.11). Предположим, что режим, как и раньше, задан постоянным значением частоты вращения ротора.

При изменении высоты изменяются давление и температура наружного воздуха (см. приложение 5). Поэтому высотные характеристики получим, сложив вместе влияние изменения давления и температуры наружного воздуха.

Выше было показано, что удельные параметры не зависят от давления наружного воздуха. С изменением высоты полета удельные параметры изменяются только вследствие изменения температуры наружного воздуха. При увеличении высоты от 0 до 11 км температура T_n снижается в стандартных условиях от 288 до 216,5 К, т. е. почти на 25%. Это приводит к увеличению удельной тяги на 15—20% и к снижению удельного расхода топлива на 5—10%.

Расход воздуха через двигатель с увеличением высоты изменяется как за счет изменения температуры, так и за счет изменения давления наружного воздуха: уменьшение T_n приводит к

Рис. 3.11. Высотные характеристики ТРД ($V_{II} = 900 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$)



увеличению расхода воздуха, а уменьшение p_H , наоборот, к уменьшению G_B . Интенсивность влияния температуры и давления на расход воздуха примерно одинакова: при изменении T_H и p_H на 1% величина G_B изменяется также примерно на 1%. Но с увеличением высоты от 0 до 11 км температура уменьшается в 1,25 раза, а давление снижается от $p_H = 1,013 \cdot 10^5$ до $0,227 \cdot 10^5$ Па, т. е. в 4,5 раза. Уменьшение давления p оказывает решающее влияние на расход воздуха, уменьшая его в 2—3 раза с увеличением высоты до 11 км.

Изменение расхода воздуха оказывает главное влияние на тягу и часовой расход топлива, которые уменьшаются в 2—3 раза в рассматриваемом диапазоне высот.

С повышением высоты полета увеличивается приведенная частота вращения ротора, рабочая точка на характеристике компрессора перемещается по линии совместной работы вправо вверх. Это приводит к изменению КПД компрессора и дополнительно изменяет удельные параметры двигателя. Если рабочая точка перемещается из левой части характеристики в центр (что обычно бывает на низких режимах при сравнительно небольшой физической частоте вращения ротора), то КПД компрессора увеличивается. Это ведет к еще большему росту удельной тяги и снижению удельного расхода топлива с увеличением высоты полета. Если рабочая точка перемещается от центра характеристики в правую часть (что бывает на высоких режимах при физической частоте вращения ротора, близкой к максимальной), то КПД компрессора снижается, и удельные параметры двигателя улучшаются менее значительно.

При работе двигателя на высоких режимах в условиях, когда полная температура воздушного потока на входе минимальна, т. е. на больших высотах при небольшой скорости полета, приведенная частота вращения ротора достигает максимального значения, рабочая точка на характеристике компрессора находится в зоне

низких КПД. В этом случае увеличение высоты полета может привести не к уменьшению, а к увеличению удельного расхода топлива. Кроме того, в этих условиях снижается запас устойчивости компрессора. Чтобы исключить работу двигателя в зоне низких КПД компрессора, в системе регулирования предусматривается ограничение максимальной приведенной частоты вращения ротора или максимальной степени повышения давления.

На высотах выше 11 км температура наружного воздуха сохраняется неизменной. На этих высотах удельные параметры двигателя остаются постоянными, а расход воздуха через двигатель, тяга и расход топлива изменяются пропорционально давлению наружного воздуха. Сказанное справедливо при условии, что изменение давления наружного воздуха и соответствующее изменение числа Рейнольдса не приводят к изменению КПД узлов и коэффициентов потерь. Если это условие не соблюдается, т. е. двигатель работает в неавтономной зоне чисел Re , что обычно бывает на больших высотах, то уменьшение давления наружного воздуха при $T_n = \text{const}$ сопровождается увеличением удельного расхода топлива.

3.3.4. СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

Зависимости тяги, удельного расхода топлива и других параметров от скорости полета при работе двигателя на постоянной высоте и постоянном режиме называются скоростными характеристиками. Предположим для простоты, что режим работы задается частотой вращения ротора, а истечение из сопла сверхкритическое.

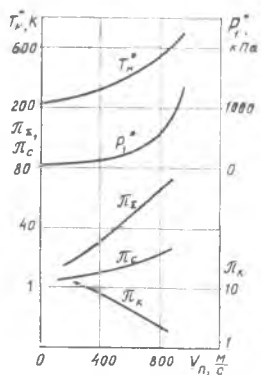
Увеличение скорости полета на постоянной высоте приводит к увеличению температуры T_{11}^* и давления p_1^* воздушного потока на входе в компрессор (рис. 3.12). Рассматриваемые зависимости имеют параболический характер: увеличение скорости полета приводит вначале к незначительному, а потом ко все более интенсивному росту температуры и давления на входе в компрессор.

Работа турбины, а следовательно и работа компрессора, сохраняется неизменной при увеличении скорости полета, так как при принятых условиях температура газа перед турбиной и степень понижения давления π_T не изменяются.

Увеличение температуры на входе T_{11}^* при постоянной удельной работе компрессора приводит к снижению степени повышения давления в компрессоре π_K . Однако рост степени повышения давления в воздухозаборнике π_V преобладает над снижением π_K , и суммарная степень повышения давления в двигателе π_D увеличивается. Увеличиваются, как следствие, степень расширения газа в сопле и скорость истечения c_5 .

Рост скорости c_5 с увеличением V_n ведет к противоположному их влиянию на удельную тягу, см. формулу (3.29). Прделанный

Рис. 3.12. Зависимость величин $T_{п}^*$; P_1^* ; $\pi_{п}$, $\pi_{с}$ и $\pi_{с}$ от скорости полета



анализ не отвечает, таким образом, на вопрос, как изменяется удельная тяга при изменении скорости полета. На этот вопрос можно ответить, проанализировав зависимость удельных параметров ТРД от скорости полета методом свободной работы цикла. Такой анализ делается при изучении основ теории рабочего процесса ГТД. Там показывается, что с увеличением $V_{п}$ удельная тяга ТРД падает, а удельный расход топлива растет. Падение удельной тяги объясняется тем, что в рабочем диапазоне скоростей полета ТРД совершает примерно постоянную работу $R_{уи} \cdot V_{д} \approx \approx const$, которая затрачивается на передвижение летательного аппарата. Поэтому с увеличением скорости удельная тяга падает: одной и той же работе передвижения соответствует большая удельная тяга на малой скорости полета и, наоборот, малая удельная тяга на большой скорости полета. Рост удельного расхода топлива можно объяснить тем, что с увеличением скорости $V_{п}$ каждый килограмм тяги совершает все большую работу, для чего требуется все больший расход топлива.

При достижении некоторого значения скорости, которое называют предельным $V_{п\text{пред}}$, удельная тяга обращается в нуль, а удельный расход топлива — в бесконечность. Наличие предельной скорости объясняется снижением тепла Q_1 , подводимого к килограмму рабочего тела, вследствие того, что температура газа перед турбиной постоянна, а температура воздуха за компрессором непрерывно повышается с увеличением $V_{п}$ (рис. 3.13).

Расход воздуха по скорости полета изменяется примерно по параболе (рис. 3.14), что объясняется характером изменения давления на входе в двигатель. В результате тяга с увеличением скорости полета изменяется по сложной кривой. Сначала падает, так как преобладающее влияние оказывает снижение удельной тяги, а расход воздуха увеличивается незначительно. Затем растет, так как преобладающее влияние оказывает крутой рост расхода воз-

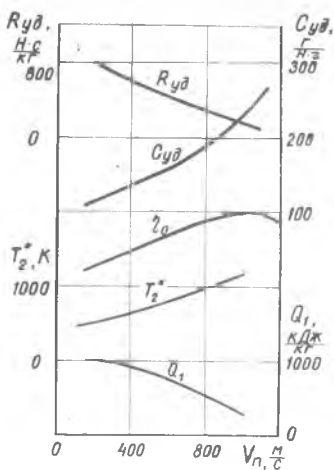


Рис. 3.13. Зависимость параметров двигателя от скорости полета

духа. Наконец снова падает и обращается в нуль при $V_{II} = V_{II \text{ пред}}$, так как удельная тяга обращается в нуль.

Характером изменения тяги по скорости полета и величиной $V_{II \text{ пред}}$ определяется максимальная скорость, которая может быть достигнута, и возможный диапазон применения летательного аппарата с данным типом двигателя. Для увеличения максимальной скорости полета и расширения диапазона применения двигателя необходимо к рабочему телу подвести большее количество тепла. Это можно сделать увеличением температуры газа перед турбиной, или снижением температуры воздуха за компрессором. Последнее достигается снижением степени повышения давления в компрессоре (рис. 3.15, 3.16).

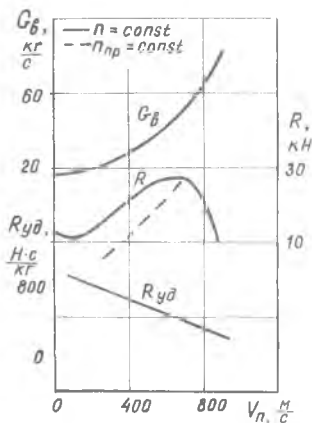
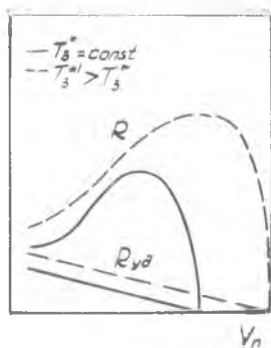


Рис. 3.14. Скоростные характеристики ТРД ($H=15$ км):
 — при $n=const$,
 - - - при $n_{np}=const$

Рис. 3.15. Влияние температуры газа перед турбиной на скоростные характеристики ТРД



В соответствии со сказанным двигателями, предназначенные для эксплуатации на больших сверхзвуковых скоростях полета, проектируют, как правило, на максимально возможную в настоящее время температуру газа перед турбиной. Кроме того, наметилась тенденция к некоторому снижению величины η_K этих двигателей по сравнению с достигнутой максимальной величиной.

Скоростные характеристики ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями рассматривались для случая, когда двигатель регулируется по закону сохранения постоянной частоты вращения ротора на данном режиме. Преимуществом закона регулирования $n = \text{const}$ является то, что он обеспечивает примерно постоянную температуру газа перед турбиной. Сохранение $T_{3\text{max}}^* = \text{const}$ обеспечивает, в свою очередь, практически максимальную удельную тягу. Недостатком закона регулирования $n = \text{const}$ является то, что с увеличением скорости полета приведенная частота вращения ротора снижается, рабочая точка на характеристике компрессора по линии совместной работы перемещается влево вниз, относительная плотность тока уменьшается. Это является фактором, уменьшающим расход воздуха и тягу двигателя.

Если двигатель регулировать по закону сохранения постоянно значения приведенной частоты вращения $n_{\text{пр}} = \text{const}$, то в этом случае при изменении скорости полета величина $q(\lambda_1)$ сохраняется неизменной, но изменяется температура газа перед турбиной, так

как $\frac{T_3^*}{T_n^*} = \text{const}$. В частности, при уменьшении скорости V_n температура

T_3^* снижается, в результате чего не обеспечивается максимальное значение тяги на промежуточных скоростях, в том числе на взлетном режиме у земли (см. пунктир на рис. 3.14). Таким образом, закон регулирования $n_{\text{пр}} = \text{const}$ оказывается в данном случае неприемлемым.

Представляет интерес закон регулирования, при котором с изменением скорости полета температура газа перед турбиной и

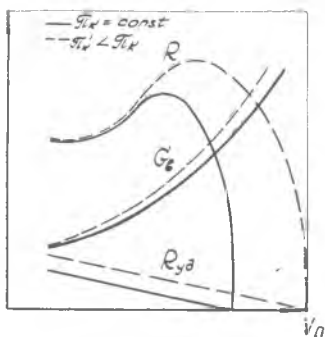


Рис. 3.16. Влияние исходной степени повышения давления $\pi_{k \text{ исх}}$ на скоростные характеристики ТРД

приведенный расход воздуха на максимальном режиме сохраняются максимальными. Однако эти требования могут быть обеспечены только на двигателе с регулируемым сечениями. Особенности совместной работы узлов и характеристики такого двигателя требуют специального рассмотрения.

3.4. ВЫВОДЫ

1. Эксплуатационный режим характеризуется уровнем тяги и напряженностью узлов двигателя и реализуется установкой рычага управления двигателем в определенное положение. Эксплуатационный режим работы ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями определяется одним параметром и задается законом изменения этого параметра (законом регулирования) в любых условиях эксплуатации.

2. В качестве постоянного параметра, характеризующего режим, целесообразно принимать температуру газа перед турбиной или частоту вращения ротора, которые практически однозначно определяют друг друга при изменении температуры на входе в двигатель T_{11}^* в небольших пределах.

3. Температуру газа перед турбиной можно регулировать как непосредственно, так и косвенно, подавая топливо по определенному закону в зависимости от параметров за компрессором или от внешних параметров.

4. Метод расчета характеристик выполненного ТРД с нерегулируемыми проходными сечениями принципиально отличается от метода проектного термогазодинамического расчета тем, что в первом методе при заданной температуре газа перед турбиной параметры рабочего процесса (π_k и G_v) не могут быть приняты произвольно, а должны быть определены из условия совместной работы узлов.

5. Тяга двигателя и расход топлива зависят от режима работы

(дрессельные характеристики), давления и температуры наружного воздуха (взлетные характеристики), высоты (высотные характеристики) и скорости полета (скоростные характеристики).

6. Изменение давления наружного воздуха при работе двигателя на данном режиме с постоянной температурой газа перед турбиной не приводит к изменению удельных параметров, но сопровождается пропорциональным изменением тяги двигателя, расхода воздуха и топлива. Режимы работы двигателя при этом подобны.

7. Увеличение температуры наружного воздуха приводит к снижению тяги и увеличению удельного расхода топлива при работе двигателя с постоянной температурой газа перед турбиной. Тяговые характеристики двигателя в летних условиях ухудшаются. Для обеспечения постоянной тяги применяют максимально допустимую температуру газа перед турбиной при высоких температурах наружного воздуха (летом) и ограничение взлетного режима при низких значениях T_n (зимой).

8. С увеличением высоты полета основные параметры двигателя существенно изменяются: удельный расход топлива снижается, удельная тяга растет, тяга значительно уменьшается.

9. Параметры ТРД в значительной степени зависят от скорости полета. С увеличением V_n удельная тяга падает, удельный расход топлива растет, расход воздуха растет, тяга имеет сложный характер изменения: вначале незначительно уменьшается, затем растет, наконец, снова падает и при $V_n = V_{n,пред}$ обращается в нуль.

Контрольные вопросы

1. Что представляет собой эксплуатационный режим работы двигателя? Как он устанавливается и поддерживается?

2. Каковы цели регулирования двигателя?

3. Что представляют собой закон и программа регулирования двигателя?

4. Какой закон регулирования целесообразно принять для ТРД с неизменными проходными сечениями?

5. Как нужно регулировать ГТД, чтобы обеспечить заданное значение T_3^* на данном режиме?

6. Как изменяется температура газа перед турбиной при изменении T_n^* и регулировании ТРД по закону $n = \text{const}$ на данном режиме?

7. Чем отличается расчет характеристик выполненного двигателя от проектного термогазодинамического расчета?

8. Какие существуют методы расчета характеристик? Что общего в этих методах и чем они отличаются друг от друга?

9. Как по обобщенным характеристикам рассчитать высотно-скоростные характеристики?

10. Что представляют собой дрессельные характеристики ТРД?

11. Как изменяются удельная тяга и удельный расход топлива ТРД в зависимости от температуры наружного воздуха при $T_3^* = \text{const}$?

12. Как изменяются расход воздуха и тяга ТРД в зависимости от температуры наружного воздуха при $T_3^* = \text{const}$?

13. Как изменяются параметры ТРД в зависимости от давления наружного воздуха при $T_3^* = \text{const}$?

14. По какому закону нужно регулировать ТРД, чтобы обеспечить заданную нормами летной годности тягу при различных температурах наружного воздуха (зимой и летом)?

15. Что представляют собой высотные характеристики ТРД?

16. Как зависят параметры ТРД от скорости полета при работе двигателя на постоянном режиме?

17. Какие существуют способы увеличения предельной скорости полета?

18. Изложите приближенный метод расчета характеристик ТРД.

19. Изложите метод расчета характеристик ТРД по заданным характеристикам его узлов.

20. Сформулируйте основные выводы третьей главы.

Задачи

1. Получите закон регулирования расхода топлива по параметрам за компрессором (P_2^* ; T_2^*) из условия сохранения $T_3^* = \text{const}$ на данном режиме, если известно, что в земных условиях при $T_2^* = 700 \text{ К}$ и $p_2^* = 13,75 \cdot 10^5 \text{ Па}$ расход $G_T = 2,22 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, в высотных условиях при $T_2^* = 640 \text{ К}$ и $p_2^* = 3,73 \cdot 10^5 \text{ Па}$ расход $G_T = 0,666 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

2. Определить расход топлива через двигатель при полете самолета на высоте $H = 11 \text{ км}$, $M_{\text{п}} = 1,28$ ($T_{\text{п}}^* = 288 \text{ К}$), если в САУ на земле при $M_{\text{п}} = 0$ на том же режиме $G_T = 2,5 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. Двигатель регулируется по закону подачи топлива по внешним параметрам (P_1^* ; $T_{\text{п}}^*$) из условия сохранения постоянной температуры газа перед турбиной на данном режиме. Коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборнике принять постоянным.

3. Определить, как изменится температура газа перед турбиной при работе двигателя у земли ($T_{\text{п}} = 288 \text{ К}$) на постоянном режиме ($n = \text{const}$) при $\lambda_5 \geq 1,0$ и увеличении числа $M_{\text{п}}$ от 0 до 1, если $T_3^* = 1300 \text{ К}$ при $M_{\text{п}} = 0$. Двигатель имеет компрессор, у которого $L(\pi_{\text{к}}) = \text{const} \cdot n_{\text{пр}}^x$, где $x = 2,2$.

4. Определить степень повышения давления в компрессоре и параметры за компрессором T_2^* и p_2^* при работе ТРД в САУ на земле ($M_{\text{п}} = 0$), если удельная работа турбины $L_T = 3,97 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$, КПД компрессора $\eta^* = 0,85$; механический КПД $\eta_{\text{м}} = 0,99$; коэффициент восстановления давления в воздухозаборнике $\sigma_{\text{вх}} = 0,99$. Коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела перед турбиной $v_{1-3} = 1$.

5. Определить расход воздуха через ТРД при работе в САУ на земле ($M_{\text{п}} = 0$), если приведенный расход газа через турбину $G_{3\text{пр}} = 15,8 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, температура газа перед турбиной $T_3^* = 1500 \text{ К}$, степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}} = 13$. Принять $\sigma_{\text{вх}} = 0,99$, $\sigma_{\text{кс}} = 0,96$, $v_{1-3} = 1$:

6. Определить расход воздуха через ТРД при его работе в САУ на земле ($M_{\text{п}} = 0$); если приведенный расход газа через турбину $G_{3\text{пр}} = 15,2 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, температура газа перед турбиной $T_3^* = 1440 \text{ К}$, степень понижения давления в турбине $\pi_T = 3$. Принять $\eta_T^* = 0,92$, $\eta_{\text{к}}^* = 0,86$, $\eta_{\text{м}} = 0,99$, $v_{1-3} = 1$, $\sigma_{\text{вх}} = 0,99$, $\sigma_{\text{кс}} = 0,95$.

7. Определить расход воздуха и топлива через ТРД при его работе в САУ на земле ($M_{\text{п}} = 0$), если приведенный расход газа через сопло $G_{4\text{пр}} = 50 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, степень расширения газа в сопле $\pi_c = 2,5$; температура рабочего тела за турбиной, перед турбиной и за компрессором соответственно равна: $T_4^* = 1000 \text{ К}$, $T_3^* = 1350 \text{ К}$, $T_2^* = 800 \text{ К}$. Принять $\eta_{\text{кс}} = 0,98$.

8. Определить часовой расход топлива при работе ТРД в САУ на земле ($M_{\text{п}} = 0$), если температура газа перед турбиной $T_3^* = 1540 \text{ К}$, расход воздуха

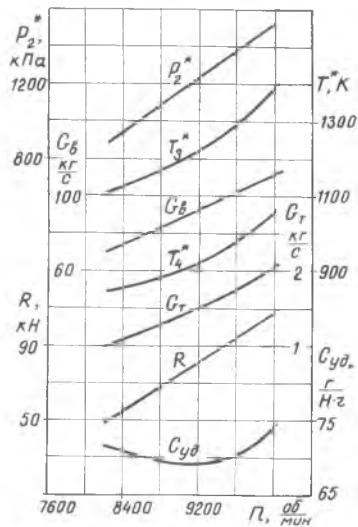


Рис. 3.17. Дроссельная характеристика ТРД при $V_{п}=0$, $T_{п}=253$ К, $p_{п}=10^5$ Па

через двигатель $G_{в} = 100 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, приведенные расходы газа через турбину и сопло соответственно равны: $G_{3 \text{ пр}} = 18,3$, $G_{4 \text{ пр}} = 54,75 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. Принять $\eta_{т}^* = 0,91$, $\eta_{м} = 0,99$, $\eta_{кс} = 0,98$, $G_{в \text{ охл}} = 0,05$, $v_{1-3} \approx 0,97$. Изменением массы рабочего тела между турбиной и соплом пренебречь ($v_{3-4} = 1$).

9. Определить часовой расход топлива при работе ТРД в САУ на земле ($M_{п}=0$), если температура газа перед турбиной $T_{3}^* = 1560$ К, удельная работа турбины $L_{т} = 418 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$, приведенный расход газа через турбину $G_{3 \text{ пр}} = 17,05 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. Принять $\eta_{к}^* = 0,85$, $\eta_{м} = 0,99$, $\eta_{кс} = 0,98$, $\sigma_{вх} = 0,99$, $\sigma_{кс} = 0,95$, $\sigma_{кс} = 0,95$, $G_{в \text{ охл}} = 0,06$, $v_{1-3} = 0,97$.

10. Определить тягу ТРД при условии полного расширения газа в сопле, если при работе в САУ на высоте $H=11$ км при $V_{п}=800$ км/ч приведенный расход газа через сопло $G_{4 \text{ пр}} = 48,7 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, степень расширения газа в сопле $\pi_{с} = 3$, температура газа за турбиной $T_{4}^* = 950$ К, коэффициент потерь скорости в сопле $\varphi_{с} = 0,98$. Изменением массы рабочего тела по тракту двигателя пренебречь ($v_{1-4} = 1$).

11. Определить удельный расход топлива ТРД, если при работе в САУ на высоте $H=11$ км при скорости полета $V_{п} = 600 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ степень понижения давления газа в сопле $\pi_{с} = 3,5$, температура рабочего тела за турбиной, перед турбиной и за компрессором соответственно равна: $T_{4}^* = 1050$ К, $T_{3}^* = 1400$ К, $T_{2}^* = 780$ К. Принять $\varphi_{с} = 0,98$, $\eta_{кс} = 0,98$, $G_{в \text{ охл}} = 0,03$.

12. Определить тягу, температуру газа перед турбиной, давление за компрессором, расход топлива и расход воздуха, которые имеет двигатель при работе на номинальном режиме на земле ($V_{п}=0$) при следующих атмосферных условиях:

- а) $T_{п} = 250$ К, $p_{п} = 1,03 \cdot 10^5$ Па;
- б) $T_{п} = 290$ К, $p_{п} = 0,97 \cdot 10^5$ Па,

если задана дроссельная характеристика двигателя в САУ на земле при $V_{п}=0$ (см. рис. 3.7). Номинальный режим задается частотой вращения ротора $n = 9300 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$.

13. При работе на номинальном режиме на земле при $V_{п}=0$, $T_{п}=253 \text{ К}$ и $p_{п}=10^5 \text{ Па}$ ТРД развивает тягу $R=87,3 \cdot 10^3 \text{ Н}$. Определить тягу, удельный расход топлива, а также параметры T_3^* ; p_2^* ; G_v при $T_{п}=293 \text{ К}$ и $p_{п}=1,013 \cdot 10^5 \text{ Па}$, если тот же режим работы двигателя задается:

а) постоянной физической частотой вращения ротора;

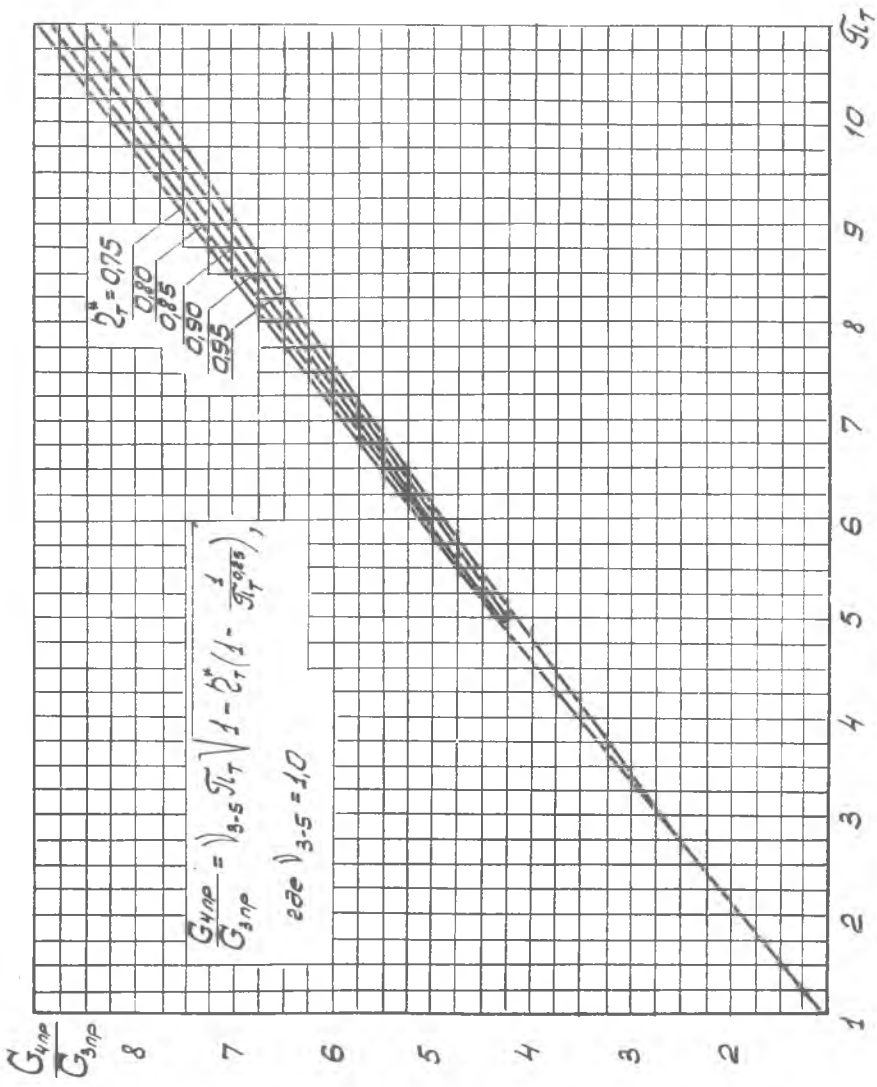
б) постоянной приведенной частотой вращения ротора.

Дроссельная характеристика двигателя при $T_{п}=253 \text{ К}$, $p_{п}=10^5 \text{ Па}$ дается на рис. 3.17.



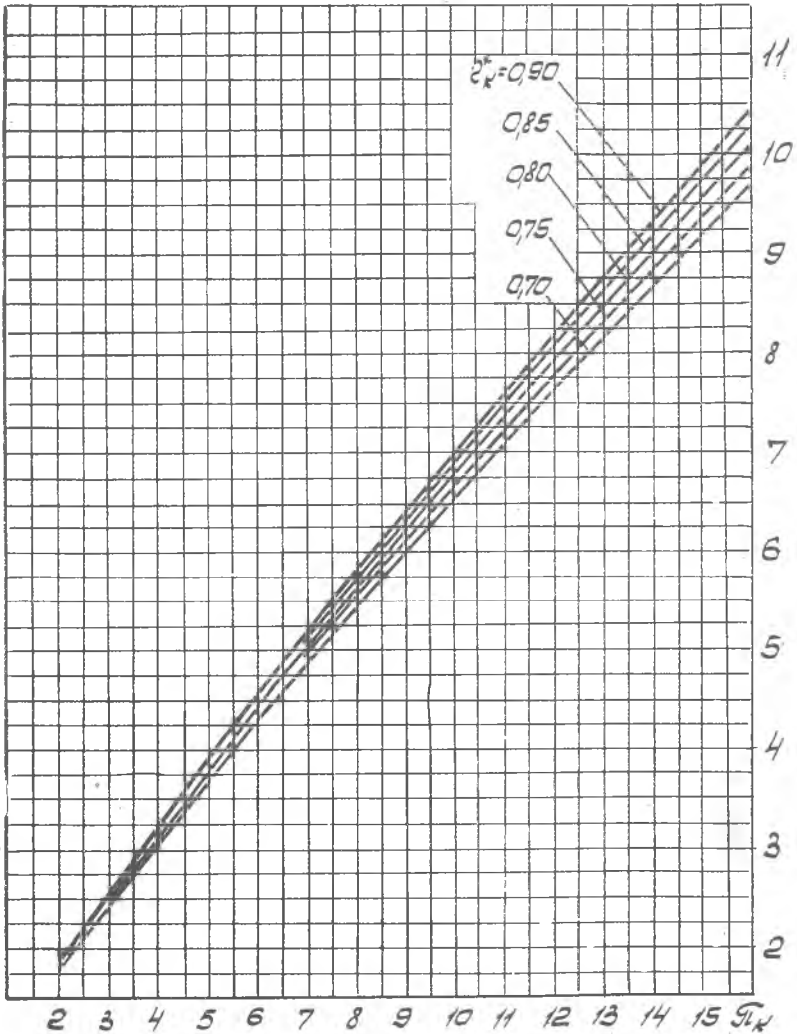
ПРИЛОЖЕНИЯ





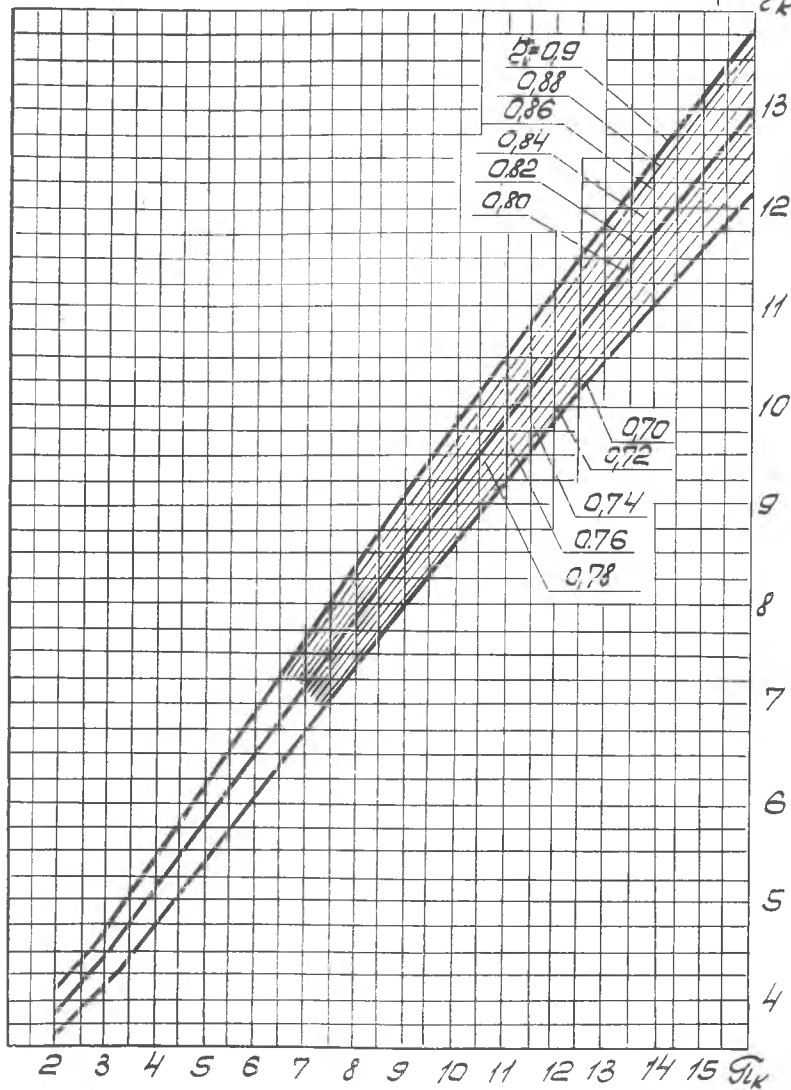
Номограмма для определения функции $\tau_T \sqrt{1 - \tau_T} \left(1 - \frac{1}{\tau_T^{0.25}}\right) = f(\tau_T, \tau_T^*)$

$$\frac{\bar{\gamma}_{1K}}{\sqrt{1 + \frac{\bar{\gamma}_{1K}^{0,286}}{\bar{\gamma}_{1K}}}}$$



Номограмма для определения функции $V \frac{\bar{\gamma}_{1K}}{1 + \frac{\bar{\gamma}_{1K}^{0,286}}{\bar{\gamma}_{1K}}} = f(\bar{\sigma}_K; \bar{\gamma}_{1K}^*)$

$$\frac{\sigma_k}{\sqrt{\frac{\sigma_k^2 + 1}{2\sigma_k}}}$$



Номограмма для расчета линии совместной работы

Таблица стандартной атмосферы

Н км	P_H Па	P_H кгс/см ²	T_H К	a м/с
-0,5	107523	1,09606	291,42	342,20
0	101360	1,03323	288,15	340,28
0,5	95486	0,97335	284,90	338,36
1,0	89907	0,91648	281,65	336,43
1,5	84595	0,86233	278,40	334,48
2,0	79525	0,81065	275,14	332,52
2,5	74719	0,76166	271,89	330,55
3,0	70149	0,71508	268,64	328,56
3,5	65797	0,67071	265,38	326,56
4,0	61677	0,62836	262,13	324,56
4,5	57769	0,58888	258,88	322,54
5,0	54064	0,55111	255,63	320,51
5,5	50552	0,51531	252,38	318,47
6,0	47229	0,48144	249,13	316,41
6,5	44084	0,44938	245,88	314,34
7,0	41112	0,41908	242,63	312,25
7,5	38303	0,39045	239,38	310,15
8,0	35660	0,36351	236,14	308,05
8,5	33159	0,33801	232,89	305,92
9,0	30801	0,31398	229,64	303,78
9,5	28580	0,29142	226,40	301,63
10,0	26508	0,27013	223,15	299,45
10,5	24537	0,25012	219,90	297,27
11,0	22697	0,23137	216,66	295,07
11,5	20984	0,21390	216,66	295,07
12	19397	0,19773	216,66	295,07
12,5	17932	0,18279	216,66	295,07
13	16578	0,16899	216,66	295,07
13,5	15326	0,15623	216,66	295,07
14	14168	0,14443	216,66	295,07
14,5	13099	0,13353	216,66	295,07
15	12111	0,12346	216,66	295,07
15,5	11197	0,11414	216,66	295,07
16	10352	0,10552	216,66	295,07
16,5	9570,6	0,09756	216,66	295,07
17	8848,6	0,09020	216,66	295,07
17,5	8181,5	0,083403	216,66	295,07

Н км	P_H Па	P_H кгс/см ²	T_H К	a м/с
18	7564,5	0,077110	216,66	295,07
18,5	6994,1	0,071296	216,66	295,07
19	6466,9	0,065922	216,66	295,07
19,5	5979,4	0,060952	216,66	295,07
20	5528,8	0,056359	216,66	295,07
21	4727,0	0,048186	216,66	295,07
22	4041,7	0,041200	216,66	295,07
23	3455,9	0,035228	216,66	295,07
24	2935,1	0,030123	216,66	295,07
25	2527,1	0,025760	216,66	295,07
26	2163,1	0,022050	219,40	296,93
27	1855,8	0,018911	222,14	298,78
28	1594,9	0,016258	224,87	300,61
29	1373,0	0,013996	227,61	302,43
30	1184,0	0,012069	230,35	304,25

Таблицы для расчета процессов сжатия и расширения

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e=\frac{k-1}{\pi}$	$1-\frac{1}{e}$		$e=\frac{k-1}{\pi}$	$1-\frac{1}{e}$
1,00	1,000	0,00000			
1,01	1,003	0,00249			
1,02	1,006	0,00494	1,36	1,092	0,07399
1,03	1,008	0,00736	1,37	1,094	0,07568
1,04	1,011	0,00976	1,38	1,096	0,07736
1,05	1,014	0,01213	1,39	1,099	0,07903
			1,40	1,101	0,08067
1,06	1,017	0,01446	1,41	1,103	0,08231
1,07	1,020	0,01677	1,42	1,105	0,08393
1,08	1,022	0,01906	1,43	1,108	0,08554
1,09	1,025	0,02134	1,44	1,110	0,08713
1,10	1,028	0,02355	1,45	1,112	0,08871
1,11	1,030	0,02575	1,46	1,114	0,09027
1,12	1,033	0,02793	1,47	1,116	0,09183
1,13	1,036	0,03009	1,48	1,118	0,09336
1,14	1,038	0,03223	1,49	1,121	0,09489
1,15	1,041	0,03433	1,50	1,123	0,09639
1,16	1,043	0,03642	1,51	1,125	0,09790
1,17	1,046	0,03849	1,52	1,127	0,09938
1,18	1,048	0,04053	1,53	1,129	0,1009
1,19	1,051	0,04256	1,54	1,131	0,1023
1,20	1,054	0,04456	1,55	1,133	0,1038
1,21	1,056	0,04654	1,56	1,136	0,1052
1,22	1,058	0,04849	1,57	1,138	0,1066
1,23	1,061	0,05044	1,58	1,140	0,1080
1,24	1,063	0,05236	1,59	1,142	0,1095
1,25	1,066	0,05426	1,60	1,144	0,01109
1,26	1,068	0,05614	1,61	1,146	0,1123
1,27	1,071	0,05800	1,62	1,148	0,1136
1,28	1,073	0,05985	1,63	1,150	0,1150
1,29	1,076	0,06168	1,64	1,152	0,1163
1,30	1,078	0,06348	1,65	1,154	0,1177
1,31	1,080	0,06528	1,66	1,156	0,1190
1,32	1,083	0,06705	1,67	1,158	0,1203
1,33	1,085	0,06881	1,68	1,160	0,1216
1,34	1,087	0,07056	1,69	1,162	0,1230
1,35	1,090	0,07226	1,70	1,164	0,1243

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$		$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$
1,71	1,166	0,1255	2,11	1,238	0,1703
1,72	1,168	0,1268	2,12	1,240	0,1713
1,73	1,170	0,1280	2,13	1,241	0,1722
1,74	1,172	0,1293	2,14	1,243	0,1732
1,75	1,174	0,1306	2,15	1,245	0,1742
1,76	1,176	0,1318	2,16	1,246	0,1751
1,77	1,177	0,1330	2,17	1,247	0,1761
1,78	1,179	0,1343	2,18	1,249	0,1770
1,79	1,181	0,1354	2,19	1,251	0,1780
1,80	1,183	0,1366	2,20	1,252	0,1789
1,81	1,185	0,1379	2,21	1,254	0,1798
1,82	1,187	0,1391	2,22	1,256	0,1808
1,83	1,188	0,1402	2,23	1,257	0,1817
1,84	1,190	0,1414	2,24	1,259	0,1826
1,85	1,192	0,1426	2,25	1,261	0,1835
1,86	1,194	0,1437	2,26	1,263	0,1844
1,87	1,196	0,1448	2,27	1,264	0,1853
1,88	1,198	0,1460	2,28	1,266	0,1862
1,89	1,200	0,1471	2,29	1,267	0,1870
1,90	1,201	0,1482	2,30	1,269	0,1880
1,91	1,203	0,1494	2,31	1,271	0,1889
1,92	1,205	0,1505	2,32	1,272	0,1898
1,93	1,207	0,1516	2,33	1,274	0,1906
1,94	1,208	0,1527	2,34	1,275	0,1915
1,95	1,210	0,1538	2,35	1,276	0,1924
1,96	1,212	0,1548	2,36	1,277	0,1932
1,97	1,214	0,1559	2,37	1,279	0,1941
1,98	1,216	0,1570	2,38	1,281	0,1949
1,99	1,217	0,1580	2,39	1,282	0,1958
2,00	1,219	0,1591	2,40	1,284	0,1966
2,01	1,221	0,1602	2,41	1,285	0,1974
2,02	1,223	0,1612	2,42	1,287	0,1982
2,03	1,225	0,1622	2,43	1,289	0,1991
2,04	1,226	0,1633	2,44	1,290	0,1999
2,05	1,227	0,1643	2,45	1,292	0,2007
2,06	1,229	0,1653	2,46	1,293	0,2015
2,07	1,231	0,1663	2,47	1,295	0,2023
2,08	1,233	0,1673	2,48	1,296	0,2031
2,09	1,234	0,1683	2,49	1,298	0,2039
2,10	1,236	0,1693	2,50	1,299	0,2047

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$		$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$
2,51	1,301	0,2055	2,91	1,357	0,2344
2,52	1,302	0,2063	2,92	1,358	0,2350
2,53	1,304	0,2071	2,93	1,360	0,2357
2,54	1,305	0,2078	2,94	1,361	0,2363
2,55	1,306	0,2086	2,95	1,362	0,2370
2,56	1,308	0,2094	2,96	1,363	0,2376
2,57	1,310	0,2102	2,97	1,365	0,2382
2,58	1,311	0,2110	2,98	1,366	0,2389
2,59	1,312	0,2117	2,99	1,367	0,2395
2,60	1,314	0,2125	3,00	1,369	0,2402
2,61	1,315	0,2132	3,01	1,370	0,2407
2,62	1,317	0,2140	3,02	1,371	0,2414
2,63	1,318	0,2148	3,03	1,373	0,2422
2,64	1,319	0,2155	3,04	1,374	0,2427
2,65	1,321	0,2162	3,05	1,375	0,2433
2,66	1,322	0,2170	3,06	1,377	0,2439
2,67	1,324	0,2177	3,07	1,378	0,2446
2,68	1,325	0,2185	3,08	1,379	0,2450
2,69	1,327	0,2192	3,09	1,380	0,2457
2,70	1,328	0,2199	3,10	1,381	0,2463
2,71	1,330	0,2206	3,11	1,383	0,2470
2,72	1,331	0,2213	3,12	1,385	0,2477
2,73	1,332	0,2220	3,13	1,386	0,2482
2,74	1,334	0,2227	3,14	1,387	0,2487
2,75	1,335	0,2235	3,15	1,388	0,2494
2,76	1,337	0,2242	3,16	1,390	0,2499
2,77	1,338	0,2249	3,17	1,391	0,2504
2,78	1,339	0,2255	3,18	1,392	0,2511
2,79	1,341	0,2262	3,19	1,393	0,2518
2,80	1,342	0,2269	3,20	1,394	0,2524
2,81	1,343	0,2276	3,21	1,395	0,2529
2,82	1,345	0,2283	3,22	1,396	0,2536
2,83	1,346	0,2290	3,23	1,398	0,2541
2,84	1,347	0,2297	3,24	1,399	0,2546
2,85	1,349	0,2303	3,25	1,401	0,2553
2,86	1,350	0,2310	3,26	1,402	0,2558
2,87	1,351	0,2317	3,27	1,403	0,2563
2,88	1,353	0,2324	3,28	1,404	0,2570
2,89	1,354	0,2331	3,29	1,405	0,2575
2,90	1,355	0,2337	3,30	1,406	0,2580

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e=\pi \frac{k-1}{k}$	$1-\frac{1}{e}$		$e=\pi \frac{k-1}{k}$	$1-\frac{1}{e}$
3,31	1,408	0,2587	3,71	1,454	0,2795
3,32	1,409	0,2592	3,72	1,455	0,2799
3,33	1,410	0,2597	3,73	1,456	0,2804
3,34	1,411	0,2604	3,74	1,458	0,2809
3,35	1,413	0,2609	3,75	1,459	0,2814
3,36	1,414	0,2614	3,76	1,460	0,2819
3,37	1,415	0,2619	3,77	1,461	0,2824
3,38	1,416	0,2625	3,78	1,462	0,2829
3,39	1,418	0,2631	3,79	1,463	0,2834
3,40	1,419	0,2635	3,80	1,464	0,2837
3,41	1,420	0,2642	3,81	1,466	0,2842
3,42	1,421	0,2647	3,82	1,467	0,2847
3,43	1,422	0,2652	3,83	1,468	0,2852
3,44	1,423	0,2659	3,84	1,469	0,2857
3,45	1,424	0,2664	3,85	1,470	0,2862
3,46	1,426	0,2669	3,86	1,471	0,2865
3,47	1,427	0,2674	3,87	1,472	0,2870
3,48	1,428	0,2679	3,88	1,473	0,2875
3,49	1,429	0,2684	3,89	1,474	0,2880
3,50	1,430	0,2689	3,90	1,475	0,2885
3,51	1,432	0,2694	3,91	1,476	0,2889
3,52	1,433	0,2699	3,92	1,477	0,2893
3,53	1,434	0,2705	3,93	1,478	0,2898
3,54	1,435	0,2710	3,94	1,479	0,2903
3,55	1,436	0,2715	3,95	1,480	0,2906
3,56	1,437	0,2720	3,96	1,482	0,2911
3,57	1,438	0,2725	3,97	1,483	0,2916
3,58	1,439	0,2730	3,98	1,484	0,2920
3,59	1,441	0,2736	3,99	1,485	0,2925
3,60	1,442	0,2741	4,00	1,486	0,2929
3,61	1,443	0,2746	4,1	1,498	0,2977
3,62	1,444	0,2751	4,2	1,509	0,3012
3,63	1,445	0,2756	4,3	1,519	0,3056
3,64	1,446	0,2761	4,4	1,528	0,3095
3,65	1,447	0,2766	4,5	1,537	0,3132
3,66	1,449	0,2771	4,6	1,547	0,3171
3,67	1,450	0,2776	4,7	1,557	0,3206
3,68	1,451	0,2781	4,8	1,566	0,3244
3,69	1,452	0,2786	4,9	1,576	0,3280
3,70	1,453	0,2791	5,0	1,585	0,3311

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$\frac{k-1}{e-\pi k}$	$1-\frac{1}{e}$		$\frac{k-1}{e-\pi k}$	$1-\frac{1}{e}$
5,1	1,594	0,3347	9,1	1,881	0,4246
5,2	1,603	0,3378	9,2	1,886	0,4259
5,3	1,612	0,3408	9,3	1,893	0,4272
5,4	1,620	0,3442	9,4	1,899	0,4285
5,5	1,628	0,3469	9,5	1,905	0,4302
5,6	1,637	0,3503	9,6	1,911	0,4321
5,7	1,646	0,3527	9,7	1,916	0,4334
5,8	1,654	0,3557	9,8	1,921	0,4351
5,9	1,662	0,3587	9,9	1,926	0,4364
6,0	1,670	0,3610	10,0	1,932	0,4376
6,1	1,678	0,3635	10,1	1,937	0,4389
6,2	1,686	0,3667	10,2	1,943	0,4401
6,3	1,693	0,3687	10,3	1,948	0,4416
6,4	1,701	0,3715	10,4	1,954	0,4433
6,5	1,709	0,3734	10,5	1,961	0,4448
6,6	1,716	0,3762	10,6	1,965	0,4460
6,7	1,724	0,3784	10,7	1,970	0,4469
6,8	1,731	0,3805	10,8	1,975	0,4482
6,9	1,737	0,3831	10,9	1,980	0,4496
7,0	1,745	0,3854	11,0	1,986	0,4508
7,1	1,752	0,3872	11,1	1,991	0,4524
7,2	1,760	0,3895	11,2	1,995	0,4530
7,3	1,766	0,3918	11,3	2,001	0,4545
7,4	1,773	0,3936	11,4	2,007	0,4556
7,5	1,780	0,3958	11,5	2,011	0,4567
7,6	1,786	0,3976	11,6	2,016	0,4580
7,7	1,793	0,3994	11,7	2,021	0,4591
7,8	1,800	0,4016	11,8	2,027	0,4606
7,9	1,806	0,4038	11,9	2,031	0,4619
8,0	1,813	0,4054	12,0	2,035	0,4630
8,1	1,819	0,4072	12,1	2,040	0,4638
8,2	1,826	0,4087	12,2	2,044	0,4647
8,3	1,832	0,4108	12,3	2,050	0,4654
8,4	1,839	0,4124	12,4	2,055	0,4667
8,5	1,845	1,4141	12,5	2,060	0,4678
8,6	1,851	0,4163	12,6	2,063	0,4692
8,7	1,857	0,4179	12,7	2,069	0,4703
8,8	1,864	0,4192	12,8	2,072	0,4716
8,9	1,869	0,4210	12,9	2,079	0,4723
9,0	1,876	0,4229	13,0	2,082	0,4734

π	$k=1,1$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$		$e^{-\pi} \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$
13,1	2,088	0,4742	17,1	2,254	0,5079
13,2	2,091	0,4751	17,2	2,258	0,5091
13,3	2,096	0,4764	17,3	2,261	0,5095
13,4	2,101	0,4775	17,4	2,264	0,5102
13,5	2,106	0,4783	17,5	2,268	0,5110
13,6	2,111	0,4792	17,6	2,271	0,5115
13,7	2,114	0,4800	17,7	2,276	0,5125
13,8	2,118	0,4811	17,8	2,279	0,5132
13,9	2,121	0,4824	17,9	2,283	0,5136
14,0	2,127	0,4832	18,0	2,287	0,5146
14,1	2,131	0,4838	18,1	2,290	0,5150
14,2	2,136	0,4848	18,2	2,293	0,5157
14,3	2,140	0,4859	18,3	2,298	0,5165
14,4	2,146	0,4866	18,4	2,300	0,5169
14,5	2,150	0,4874	18,5	2,303	0,5179
14,6	2,152	0,4884	18,6	2,307	0,5184
14,7	2,156	0,4893	18,7	2,311	0,5193
14,8	2,161	0,4903	18,8	2,315	0,5197
14,9	2,166	0,4907	18,9	2,319	0,5202
15,0	2,170	0,4918	19,0	2,321	0,5208
15,1	2,173	0,4926	19,1	2,325	0,5214
15,2	2,177	0,4931	19,2	2,328	0,5222
15,3	2,181	0,4942	19,3	2,331	0,5228
15,4	2,186	0,4952	19,4	2,335	0,5234
15,5	2,190	0,4959	19,5	2,339	0,5240
15,6	2,195	0,4968	19,6	2,341	0,5247
15,7	2,199	0,4977	19,7	2,343	0,5254
15,8	2,203	0,4984	19,8	2,348	0,5258
15,9	2,207	0,4991	19,9	2,352	0,5264
16,0	2,210	0,5000	20,0	2,356	0,5269
16,1	2,214	0,5006	20,1	2,359	0,5274
16,2	2,218	0,5014	20,2	2,362	0,5280
16,3	2,221	0,5022	20,3	2,365	0,5287
16,4	2,226	0,5027	20,4	2,369	0,5291
16,5	2,231	0,5037	20,5	2,371	0,5298
16,6	2,234	0,5044	20,6	2,374	0,5302
16,7	2,238	0,5052	20,7	2,380	0,5312
16,8	2,241	0,5059	20,8	2,382	0,5319
16,9	2,245	0,5070	20,9	2,385	0,5323
17,0	2,249	0,5074	21,0	2,389	0,5327

π	$k=1,4$	$k=1,33$	π	$k=1,4$	$k=1,33$
	$e = \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$		$e = \frac{k-1}{k}$	$1 - \frac{1}{e}$
21,1	2,391	0,5333	24,6	2,499	0,5509
21,2	2,395	0,5338	24,7	2,501	0,5512
21,3	2,399	0,5344	24,8	2,503	0,5516
21,4	2,401	0,5351	24,9	2,508	0,5524
21,5	2,404	0,5355	25,0	2,510	0,5528
21,6	2,408	0,5360	26	2,537	0,555
21,7	2,411	0,5366	27	2,564	0,559
21,8	2,414	0,5373	28	2,591	0,563
21,9	2,418	0,5377	29	2,617	0,566
22,0	2,420	0,5382	30	2,643	0,570
22,1	2,422	0,5387	31	2,667	0,573
22,2	2,427	0,5392	32	2,692	0,577
22,3	2,430	0,5398	33	2,716	0,580
22,4	2,433	0,5405	34	2,739	0,583
22,5	2,436	0,5409	35	2,762	0,586
22,6	2,440	0,5414	36	2,784	0,589
22,7	2,442	0,5419	37	2,806	0,592
22,8	2,445	0,5424	38	2,827	0,595
22,9	2,448	0,5428	39	2,848	0,597
23,0	2,451	0,5433	40	2,869	0,600
23,1	2,454	0,5438	41	2,890	0,602
23,2	2,458	0,5442	42	2,909	0,604
23,3	2,460	0,5448	43	2,929	0,607
23,4	2,462	0,5453	44	2,949	0,609
23,5	2,466	0,5459	45	2,968	0,611
23,6	2,469	0,5463	46	2,986	0,613
23,7	2,472	0,5467	47	3,004	0,615
23,8	2,475	0,5470	48	3,023	0,617
23,9	2,479	0,5477	49	3,041	0,619
24,0	2,481	0,5484	50	3,058	0,621
24,1	2,483	0,5488	60	3,225	0,641
24,2	2,487	0,5491	70	3,371	0,654
24,3	2,490	0,5496	80	3,502	0,666
24,4	2,492	0,5500	90	3,621	0,675
24,5	2,495	0,5505	100	3,734	0,684

Таблица для расчета относительного расхода топлива*

T^*K	$C_{pT}^*, \frac{кДж}{кг}$	$nT^*, \frac{кДж}{кг}$	T^*K	$C_{pT}^*, \frac{кДж}{кг}$	$nT^*, \frac{кДж}{кг}$
273,16	273,29	413,67	730	745,91	1508,74
280	280,15	426,86	740	756,76	1536,80
288,16	288,82	442,70	750	767,60	1565,02
290	290,20	446,29	760	778,49	1592,99
298,16	298,41	462,20	770	789,42	1621,12
300	300,25	472,75	780	800,35	1649,43
310	310,30	485,56	790	811,27	1677,94
320	320,35	505,62	800	822,24	1706,62
330	330,44	525,97	810	833,25	1735,26
340	340,53	546,44	820	844,22	1764,11
350	350,54	567,21	830	855,24	1793,17
360	360,63	588,23	840	866,29	1822,35
370	370,72	609,75	850	877,30	1851,74
380	380,81	631,10	860	888,44	1881,26
390	390,94	653,09	870	899,53	1910,99
400	401,07	675,07	880	910,67	1940,88
410	411,16	697,60	890	921,85	1970,95
420	421,34	720,33	900	933,03	2001,22
430	431,55	743,07	910	944,21	2031,53
440	441,69	766,22	920	955,43	2062,05
450	451,90	789,37	930	966,65	2092,75
460	462,12	812,95	940	977,91	2123,60
470	472,34	836,52	950	989,18	2154,63
480	482,64	860,22	960	1000,48	2185,61
490	492,89	884,08	970	1011,79	2216,76
500	503,19	908,20	980	1023,18	2248,12
510	513,49	932,40	990	1034,52	2279,61
520	523,79	956,73	1000	1045,91	2311,31
530	534,14	981,47	1010	1057,34	2342,80
540	544,52	1006,30	1020	1068,77	2374,45
550	554,90	1031,26	1030	1080,24	2406,27
560	565,33	1056,38	1040	1091,72	2438,26
570	575,71	1081,63	1050	1103,23	2479,45
580	586,22	1107,13	1060	1114,75	2502,53
590	596,65	1132,58	1070	1126,30	2534,73
600	607,12	1158,46	1080	1137,90	2567,13
610	617,67	1184,29	1090	1149,50	2599,71
620	628,22	1210,38	1100	1161,70	2632,41
630	638,81	1236,67	1110	1172,74	2664,98
640	649,36	1263,22	1120	1184,38	2697,72
650	660,00	1289,93	1130	1196,06	2730,60
660	670,63	1316,68	1140	1207,74	2763,63
670	681,31	1343,65	1150	1219,46	2796,83
680	692,03	1370,82	1160	1231,15	2830,29
690	702,75	1398,25	1170	1242,87	2863,91
700	713,46	1425,84	1180	1254,63	2897,66
710	724,27	1453,26	1190	1266,40	2931,57
720	735,07	1480,90	1200	1278,16	2965,65

* печатается по [17].

T^*K	$CpT^*, \frac{kJ}{K}$	$nT^*, \frac{kJ}{K}$	T^*K	$CpT^*, \frac{kJ}{K}$	$nT^*, \frac{kJ}{K}$
1210	1289,85	2999,73	1710	1892,40	4828,03
1220	1301,53	3033,94	1720	1904,71	4866,55
1230	1313,25	3068,36	1730	1917,02	4905,11
1240	1324,98	3102,90	1740	1929,37	4943,80
1250	1336,70	3137,61	1750	1941,72	4982,65
1260	1348,51	3172,20	1760	1954,03	5021,17
1270	1360,31	3206,91	1770	1966,38	5059,82
1280	1372,16	3241,78	1780	1979,15	5098,59
1290	1384,01	3276,83	1790	1991,08	5137,78
1300	1395,90	3312,00	1800	2003,44	5176,47
1310	1407,80	3347,05	1810	2015,83	5215,37
1320	1419,69	3382,30	1820	2028,18	5254,35
1330	1431,62	3417,64	1830	2040,58	5293,41
1340	1443,59	3453,14	1840	2052,96	5332,65
1350	1455,57	3488,82	1850	2065,36	5371,96
1360	1467,50	3524,41	1860	2077,80	5411,07
1370	1479,43	3560,16	1870	2090,23	5450,26
1380	1491,41	3596,05	1880	2102,67	5489,62
1390	1503,38	3632,10	1890	2115,10	5529,02
1400	1515,40	3668,27	1900	2127,58	5568,58
1410	1527,33	3704,41	1910	2135,79	5608,28
1420	1539,31	3740,71	1920	2152,41	5648,09
1430	1551,32	3777,13	1930	2164,85	5688,04
1440	1563,30	3813,69	1940	2177,28	5728,11
1450	1576,36	3850,41	1950	2185,99	5768,26
1460	1587,25	3887,00	1960	2202,24	5808,08
1470	1599,18	3927,72	1970	2214,71	5847,98
1480	1611,11	3960,57	1980	2227,19	5888,01
1490	1623,09	3997,62	1990	2239,67	5928,12
1500	1635,06	4034,72	2000	2252,19	5968,36
1510	1647,33	4071,48	2010	2264,66	6008,39
1520	1659,60	4108,41	2020	2277,14	6048,50
1530	1671,91	4145,42	2030	2289,66	6088,69
1540	1684,22	4182,60	2040	2302,14	6129,01
1550	1696,57	4219,91	2050	2314,66	6169,46
1560	1708,76	4257,13	2060	2327,18	6209,45
1570	1720,89	4294,52	2070	2339,70	6249,60
1580	1733,12	4332,04	2080	2352,26	6289,80
1590	1745,31	4369,64	2090	2364,82	6330,12
1600	1757,53	4407,40	2100	2377,38	6370,52
1610	1769,76	4445,13	2110	2389,86	6410,67
1620	1781,99	4482,98	2120	2402,33	6450,91
1630	1794,21	4520,95	2130	2414,81	6491,23
1640	1806,48	4559,06	2140	2427,33	6531,68
1650	1818,75	4597,28	2150	2439,85	6572,21
1660	1830,97	4635,51	2160	2452,37	6612,65
1670	1843,24	4673,91	2170	2464,97	6653,23
1680	1855,51	4712,38	2180	2477,53	6693,88
1690	1867,82	4750,99	2190	2490,13	6734,58
1700	1880,13	4789,72	2200	2502,74	6775,45

T^*K	$CpT^*, \frac{kJ}{kg}$	$hT^*, \frac{kJ}{kg}$	T^*K	$CpT^*, \frac{kJ}{kg}$	$hT^*, \frac{kJ}{kg}$
2210	2515,38	6816,94	2580	2985,92	8346,58
2220	2528,03	6858,52	2590	2998,69	8388,36
2230	2540,67	6900,22	2600	3011,46	8430,19
2240	2553,36	6942,05	2610	3024,27	8471,47
2250	2566,04	6983,92	2620	3037,12	8512,80
2260	2578,73	7023,94	2630	3049,98	8554,21
2270	2591,46	7064,01	2640	3062,83	8595,70
2280	2601,19	7104,17	2650	3075,69	8637,24
2290	2616,92	7144,40	2660	3088,46	8678,56
2300	2629,69	7184,72	2670	3101,27	8719,93
2310	2642,46	7225,80	2680	3114,08	8761,38
2320	2655,19	7266,96	2690	3126,89	8802,87
2330	2667,96	7308,24	2700	3139,71	8844,45
2340	2680,77	7349,57	2710	3152,27	8885,86
2350	2693,51	7390,97	2720	3164,83	8927,31
2360	2706,28	7432,22	2730	3177,39	8968,85
2370	2718,10	7473,50	2740	3189,99	9010,42
2380	2731,77	7514,87	2750	3202,59	9052,08
2390	2744,51	7556,36	2760	3215,66	9093,91
2400	2757,31	7597,90	2770	3228,72	9135,82
2410	2769,91	7639,18	2780	3241,83	9177,78
2420	2782,51	7680,55	2790	3254,93	9219,82
2430	2795,12	7721,96	2800	3268,08	9261,94
2440	2807,76	7763,49	2810	3280,98	9303,93
2450	2820,36	7805,11	2820	3293,87	9346,01
2460	2833,05	7846,40	2830	3306,77	9388,17
2470	2845,74	7887,76	2840	3319,70	9430,38
2480	2858,38	7929,21	2850	3332,64	9472,63
2490	2871,11	7970,75	2860	3345,50	9514,79
2500	2883,80	8012,37	2870	3358,39	9556,99
2510	2896,57	8054,07	2880	3371,25	9599,28
2520	2909,30	8095,86	2890	3384,14	9641,61
2530	2922,11	8137,73	2900	3397,04	9683,99
2540	2934,88	8179,68	2910	3409,88	9725,98
2550	2947,65	8221,72	2920	3422,91	9768,06
2560	2960,42	8263,25	2930	3435,89	9810,18
2570	2973,15	8304,91	2940	3448,83	9852,35
			2950	3461,81	9894,59

Таблица для определения величины $\eta_{и} \eta_{кС} - nT_3^* + n_0 T_0$ $\left[\frac{кДж}{кг} \right]$
 при расчете относительного расхода топлива

T_3^*K	Коэффициент $\eta_{кС}$			
	0,94	0,96	0,98	0,99
273,16	40370,80	41229,14	42087,47	42516,64
280	40357,57	41215,91	42074,24	42503,41
288,16	40341,75	41200,10	42058,42	42487,58
290	40338,14	41196,48	42054,81	42483,98
298,16	40322,23	41180,57	42038,90	42468,07
300	40311,68	41170,02	42028,35	42457,52
310	40298,91	41157,21	42015,54	42444,71
320	40278,81	41137,15	41995,48	42424,65
330	40258,47	41116,80	41975,14	42404,30
340	40237,99	41096,33	41954,66	42383,83
350	40217,22	41075,56	41933,89	42363,06
360	40196,20	41054,54	41912,87	42342,04
370	40174,68	41032,60	41891,35	42320,52
380	40153,33	41011,67	41870,00	42299,17
390	40131,35	40989,68	41848,02	42277,19
400	40109,37	40967,70	41826,04	42255,20
410	40086,84	40945,18	41803,51	42232,68
420	40064,11	40922,44	41780,78	42209,94
430	40041,37	40899,70	41758,04	42187,21
440	40018,22	40876,55	41734,89	42164,05
450	39995,06	40853,40	41711,73	42140,90
460	39971,49	40829,87	41688,15	42117,33
470	39947,96	40806,29	41664,63	42097,98
480	39924,22	40782,55	41640,89	42070,05
490	39900,35	40758,73	41617,06	42046,19
500	39876,49	40734,61	41592,94	42022,11
510	39852,03	40710,45	41568,70	41997,85
520	39826,87	40686,04	41544,50	41973,54
530	39802,96	40661,30	41519,63	41948,80
540	39778,13	40636,47	41494,80	41923,97
550	39753,22	40611,56	41469,89	41899,06
560	39728,10	40587,27	41444,77	41873,94
570	39702,81	40561,14	41419,48	41848,65
580	39677,31	40535,64	41393,98	41823,15
590	39651,85	40510,19	41368,52	41797,69
600	39625,98	40484,31	41342,65	41771,81
610	39600,14	40458,48	41316,81	41745,98
620	39574,06	40432,39	41290,73	41719,90
630	39547,76	40406,10	41264,43	41693,60
640	39521,26	40379,60	41237,93	41667,10
650	39494,51	40352,84	41211,18	41640,34
660	39467,75	40326,09	41184,42	41613,59
670	39440,79	40299,12	41157,46	41586,62
680	39413,61	40271,95	41130,28	41559,45
690	39386,23	40244,56	41102,90	41532,07
700	39358,60	40216,93	41075,27	41504,43

Т,°К	Коэффициент $\eta_{кс}$			
	0,94	0,96	0,98	0,99
710	39331,17	40189,51	41047,84	41477,01
720	39303,54	40161,87	41020,21	41449,37
730	39275,69	40134,03	40992,36	41421,53
740	39247,64	40105,98	40964,31	41393,48
750	39219,42	40073,99	40936,09	41365,53
760	39205,13	40049,83	40908,16	41337,33
770	39163,36	40021,69	40880,03	41309,19
780	39135,01	39993,34	40851,68	41280,85
790	39106,50	39964,87	40823,21	41252,38
800	39077,81	39936,15	40794,49	41223,65
810	39049,18	39907,51	40765,85	41195,01
820	39020,37	39878,66	40737,00	41166,17
830	38991,31	39849,65	40707,98	41137,15
840	38962,09	39820,42	40678,76	41107,92
850	38932,69	39791,03	40649,36	41078,53
860	38903,18	39761,51	40619,85	41049,01
870	38873,45	39731,78	40590,16	41019,29
880	38843,55	39701,89	40560,22	40989,39
890	38813,49	39671,83	40530,16	40959,33
900	38783,22	39641,68	40499,89	40929,06
910	38752,90	39611,24	40469,57	40898,74
920	38722,38	39580,72	40439,05	40868,22
930	38691,69	39550,03	40408,36	40837,53
940	38660,83	39519,17	40377,50	40806,67
950	38629,81	39488,14	40346,48	40775,64
960	38598,82	39457,16	40315,49	40744,66
970	38567,67	39426,01	40284,34	40713,51
980	38536,35	39394,69	40253,02	40682,19
990	38504,82	39363,16	40221,49	40650,66
1000	38473,17	39331,51	40198,84	40618,97
1010	38441,64	39299,98	40158,31	40587,48
1020	38409,98	39268,24	40126,66	40555,83
1030	38378,17	39236,50	40094,84	40524,01
1040	38346,18	39204,51	40062,85	40492,02
1050	38314,02	39172,36	40030,69	40459,86
1060	38281,95	39140,29	39998,62	40427,79
1070	38249,71	39108,05	39966,38	40395,55
1080	38217,30	39075,64	39933,97	40363,14
1090	38184,77	39043,06	39901,40	40330,57
1100	38152,03	39010,36	39868,70	40297,87
1110	38119,45	38997,79	39836,12	40265,29
1120	38086,71	38945,05	39803,38	40232,55
1130	38053,84	38912,18	39770,51	40199,68
1140	38020,81	38879,14	39737,48	40166,64
1150	37987,60	38845,94	39704,27	40133,44
1160	37954,15	38812,49	39670,82	40099,99
1170	37920,53	38779,91	39637,24	40066,41
1180	37886,78	38745,12	39603,45	40032,62
1190	37852,87	38711,20	39569,54	39998,70
1200	37818,83	38677,16	39535,50	39964,66

T_3, K	Коэффициент η , кс			
	0,94	0,96	0,98	0,99
1210	37784,74	38643,08	39501,67	39930,58
1220	37750,49	38608,83	39467,16	39896,33
1230	37716,08	38574,41	39432,75	39861,91
1240	37681,53	38539,87	39399,69	39827,37
1250	37646,82	38505,16	39363,49	39792,66
1260	37612,28	38470,57	39328,91	39758,08
1270	37577,53	38433,77	39294,20	39723,37
1280	37542,65	38400,99	39259,32	39688,49
1290	37507,61	38365,94	39224,28	39653,44
1300	37472,44	38330,77	39189,11	39618,27
1310	37437,39	38304,10	39154,06	39583,23
1320	37402,18	38260,51	39118,85	39548,02
1330	37366,80	38225,13	39083,47	39512,64
1340	37331,29	38189,63	39047,96	39477,13
1350	37295,66	38154,00	39012,29	39441,33
1360	37260,03	38118,36	38976,70	39418,43
1370	37224,27	38082,61	38940,94	39395,23
1380	37188,39	38046,72	38905,06	39334,23
1390	37152,34	38010,67	38869,01	39298,18
1400	37116,16	37974,50	38832,83	39262,00
1410	37080,03	37938,37	38796,70	39227,96
1420	37043,73	37902,06	38760,40	39189,57
1430	36998,93	37865,64	38723,97	39153,39
1440	36970,75	37829,08	38687,42	39116,59
1450	36934,03	37792,36	38650,70	39079,87
1460	36897,44	37755,77	38614,11	39043,27
1470	36860,72	37719,05	38577,39	39006,55
1480	36823,87	37682,20	38540,54	38969,71
1490	36786,86	37645,19	38503,53	38932,69
1500	36749,76	37608,09	38466,43	38895,60
1510	36712,96	37571,29	38429,63	38858,79
1520	36676,07	37534,40	38392,74	38821,91
1530	36639,01	37497,35	38355,68	38784,85
1540	36601,83	37460,17	38318,50	38747,67
1550	36564,53	37422,86	38281,20	38710,36
1560	36544,05	37385,64	38243,97	38673,14
1570	36489,91	37348,25	38206,58	38635,75
1580	36452,40	37310,73	38169,07	38598,24
1590	36414,80	37273,13	38131,47	38560,64
1600	36377,03	37235,37	38093,70	38522,87
1610	36339,31	37197,64	38055,98	38485,15
1620	36301,46	37159,79	38018,13	38447,29
1630	36263,48	37121,82	37980,15	38409,32
1640	36225,38	37083,71	37942,05	38371,22
1650	36187,15	37045,49	37903,82	38332,99
1660	36148,93	37007,26	37865,60	38294,76
1670	36110,57	36968,91	37848,24	38256,41
1680	36072,05	36932,48	37788,72	38256,41
1690	36033,45	36883,41	37750,12	38179,29
1700	35994,72	36853,05	37711,39	38140,56

ТЭК	Коэффициент $\lambda_{кс}$			
	0,91	0,96	0,98	0,99
1710	35956,36	36814,70	37673,03	38102,20
1720	35917,93	36776,26	37634,60	38063,77
1730	35879,32	36737,66	37596,00	38025,16
1740	35840,64	36698,97	37557,31	37986,47
1750	35801,82	36660,16	37518,49	37947,66
1760	35763,26	36621,60	37479,93	37909,10
1770	35724,61	36595,64	37441,28	37870,45
1780	35685,84	36544,18	37402,51	37831,68
1790	35646,95	36505,28	37363,62	37792,78
1800	35607,96	36466,30	37324,63	37753,80
1810	35569,11	36427,44	37285,78	37714,95
1820	35530,09	36388,42	37246,76	37675,95
1830	35491,02	36349,66	37207,68	37636,86
1840	35451,79	36310,12	37168,46	37597,63
1850	35412,47	36270,81	37129,14	37558,31
1860	35373,37	36231,70	37090,04	37519,20
1870	35334,18	36192,51	37050,85	37480,01
1880	35294,86	36153,20	37011,53	37440,70
1890	35255,42	36113,75	36972,09	37401,26
1900	35215,89	36074,23	36932,56	37361,73
1910	35176,16	36034,49	36892,83	37322,00
1920	35136,34	35994,68	36853,01	37282,18
1930	35096,04	35954,73	36813,07	37242,23
1940	35056,33	35914,73	36773,00	37202,16
1950	35016,17	35874,51	36732,84	37162,01
1960	34976,40	35834,73	36693,07	37122,24
1970	34936,45	35794,79	36653,12	37082,29
1980	34896,43	35754,76	36613,10	37042,26
1990	34856,31	35714,65	36572,98	37002,15
2000	34816,08	35674,41	36532,75	36961,91
2010	34776,05	35634,38	36492,72	36921,88
2020	34735,94	35594,27	36452,61	36881,77
2030	34695,75	35554,08	36412,42	36841,58
2040	34655,43	35513,76	36372,10	36801,26
2050	34614,98	35473,31	36331,65	36760,81
2060	34574,99	35433,32	36291,66	36720,82
2070	34534,84	35393,17	36251,51	36680,67
2080	34494,64	35352,97	36211,31	36640,47
2090	34454,32	35312,65	36170,99	36600,15
2100	34413,92	35272,25	36130,59	36559,75
2110	34373,77	35232,10	36090,44	36519,60
2120	34333,53	35191,86	36050,20	36479,36
2130	34293,21	35151,54	36009,88	36439,04
2140	34252,76	35111,09	35969,43	36398,59
2150	34212,23	35070,56	35928,90	36358,06
2160	34171,79	35030,12	35888,46	36317,62
2170	34131,21	34989,54	35847,88	36277,04
2180	34090,56	34948,89	35807,23	36236,39
2190	34049,86	34908,19	35766,53	36195,69
2200	34008,99	34867,32	35725,66	36154,82

T _{3K} *	Коэффициент η _K			
	0,94	0,96	0,98	0,99
2210	33967,50	34825,83	35684,17	36113,33
2220	33925,92	34784,25	35642,59	36071,75
2230	33884,22	34742,55	35600,89	36030,05
2240	33842,39	34700,72	35559,06	35988,22
2250	33800,52	34658,85	35517,19	35946,35
2260	33760,50	34618,83	35477,17	35906,33
2270	33720,43	34578,76	35437,10	35866,26
2280	33680,27	34538,60	35396,94	35826,10
2290	33640,04	34498,37	35356,71	35785,87
2300	33599,72	34458,05	35316,39	35745,55
2310	33558,64	34416,67	35275,31	35704,47
2320	33517,48	34375,81	35234,15	35663,31
2330	33476,20	34334,59	35192,87	35622,03
2340	33434,87	34293,20	35151,54	35580,70
2350	33393,47	34251,80	35110,14	35539,30
2360	33352,22	34210,55	35068,89	35498,05
2370	33310,94	34169,27	35027,61	35456,77
2380	33269,57	34127,90	34986,24	35415,40
2390	33228,08	34086,41	34944,75	35373,91
2400	33186,54	34044,87	34903,21	35332,37
2410	33145,26	34003,59	34861,93	35291,09
2420	33103,89	33962,22	34820,56	35249,72
2430	33062,48	33920,81	34779,15	35208,31
2440	33020,95	33879,28	34737,62	35166,78
2450	32979,33	33837,66	34696,00	35125,16
2460	32938,04	33796,37	34654,71	35083,87
2470	32896,68	33755,01	34613,35	35042,51
2480	32855,23	33713,56	34571,90	35001,06
2490	32813,69	33672,02	34530,36	34959,52
2500	32772,07	33630,40	34488,74	34917,90
2510	32730,37	33588,70	34447,04	34876,20
2520	32688,58	33546,91	34405,25	34834,41
2530	32646,71	33505,04	34363,38	34792,54
2540	32604,76	33463,09	34321,43	34750,59
2550	32562,72	33421,05	34279,39	34708,55
2560	32521,19	33379,52	34237,86	34667,02
2570	32479,53	33337,86	34196,20	34625,36
2580	32437,86	33296,19	34154,53	34583,69
2590	32396,08	33254,41	34112,75	34541,91
2600	32354,25	33212,58	34070,92	34500,08
2610	32312,97	33171,30	34029,64	34458,80
2620	32271,64	33129,97	33988,31	34417,47
2630	32230,23	33088,56	33946,90	34376,06
2640	32188,74	33047,07	33905,41	34334,57
2650	32147,20	33005,53	33863,87	34293,03
2660	32105,88	32964,21	33822,55	34251,71
2670	32064,51	32922,84	33781,18	34210,34
2680	32023,06	32881,39	33739,73	34168,89
2690	31981,57	32839,90	33698,24	34127,40
2700	31939,99	32798,32	33656,66	34085,82

$T, ^\circ\text{K}$	Коэффициент η			
	0,94	0,96	0,98	0,99
2710	31898,58	32756,91	33615,25	34044,41
2720	31857,13	32715,46	33573,80	34002,96
2730	31815,59	32673,92	33532,26	33961,42
2740	31744,02	32623,35	33490,69	33919,85
2750	31732,36	32590,69	33449,03	33878,19
2760	31690,53	32548,86	33407,20	33836,36
2770	31648,62	32506,95	33365,29	33794,45
2780	31606,66	32464,99	33323,33	33752,49
2790	31564,62	32422,95	33281,29	33710,45
2800	31522,50	32380,83	33239,17	33668,33
2810	31480,51	32338,84	33197,18	33626,34
2820	31438,43	32296,76	33155,10	33584,26
2830	31396,27	32254,60	33112,94	33542,10
2840	31354,06	32212,39	33070,73	33499,89
2850	31311,81	32170,14	33028,48	33457,64
2860	31269,65	32127,98	32986,32	33415,48
2870	31227,45	32085,78	32944,12	33373,28
2880	31185,16	32043,49	32901,83	33330,99
2890	31142,83	32001,16	32859,50	33288,66
2900	31100,45	31958,78	32817,12	33246,28
2910	31014,46	31916,79	32775,13	33204,29
2920	31016,38	31874,71	32733,05	33162,21
2930	30974,26	31832,59	32690,93	33120,09
2940	30932,09	31790,42	32648,76	33077,92
2950	30889,85	31748,18	32606,52	33035,68

Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ)

Наименование и обозначение величин	Система единиц	Размерность	Значение в единицах СИ
Тяга, R	МКГСС Внесистем.	кгс кН	9,807Н $10^3Н$
Давление, p	МКГСС Внесистем.	кгс $\frac{м^2}{м^2}$ кПа	9,807 Па $10^3Па$
Удельный расход топлива, $C_{уд}$	Внесистем. Внесистем.	$\frac{кг}{кгс \cdot ч}$ $\frac{г}{Н \cdot ч}$	$28,32 \cdot 10^{-6} \frac{кг}{Н \cdot с}$ $0,2778 \cdot 10^{-6} \frac{кг}{Нс}$
Мощность, N	Внесистем. Внесистем.	л. с. кВт	735,5 Вт $10^3Вт$
Удельная работа компрессора или турбины L_T . Нижняя теплотворная способность топлива H_u . Удельное количество теплоты, Q Удельная энтальпия, i	Внесистем. Внесистем. Внесистем.	$\frac{ккал}{кг}$ $\frac{кДж}{кг}$ $\frac{кДж}{кг}$ $\frac{кГс \cdot м}{кг}$	$4,187 \cdot 10^3 \frac{Дж}{кг}$ $\frac{10^3 Дж}{кг}$ $9,807 \frac{Дж}{кг}$
Удельная теплоемкость, c_p	Внесистем.	$\frac{ккал}{кг \cdot ^\circ C}$	$4,187 \cdot 10^3 \frac{Дж}{кг \cdot К}$
Удельная газовая постоянная, R Удельная энтропия, S	Внесистем.	$\frac{кГс \cdot м}{кг \cdot ^\circ C}$	$9,807 \frac{Дж}{кг \cdot К}$
Массовый расход воздуха G_v , газа G_g , топлива G_T	МКГСС Внесистем.	$\frac{кгс}{с}$ (весовой расход) $\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{с}$ $0,2778 \cdot 10^3 \frac{кг}{с}$
Плотность, ρ	МКГСС МКГСС	$\frac{кгс}{м^3}$ (уд. вес) $\frac{кгс \cdot с^2}{м^4}$	$\frac{кг}{м^3}$ $9,807 \frac{кг}{м^3}$

Ответы к решению задач

Глава 1

1. Величина $\sigma_{вх}$ уменьшится от 0,84 до 0,81.
2. Величина $G_{в}$ увеличится от 33,8 до $35,2 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$.
Величина φ увеличится от 0,558 до 0,583.
3. $\lambda_2 = 0,29$. 4. а) $\lambda_1 = 0,57$, б) $\pi_k = 11$.
5. $\pi_T = 5,45$. 8. $\pi_k = 16$.

Глава 2

2. $\pi_k = 9,1$. $q(\lambda_1) = 0,88$.
4. а) $n = 10400$ об/мин, $G_T = 1,38 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, $G_{в} = 73,7 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$,
 $T_4^* = 538\text{K}$, $p_4^* = 2,82 \cdot 10^5$ Па;
- б) $n = 8950$ об/мин., $G_T = 1,26 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, $G_{в} = 91 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$,
 $T_4^* = 400\text{K}$, $p_4^* = 3 \cdot 10^5$ Па.

Глава 3

1. $G_T = p_2^* \cdot 10^{-8} (355 - 0,274T_2^*) \frac{\text{кг}}{\text{с}}$,
2. $G_T = 1,51 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. 3. $T_3^* = 1280\text{K}$.
4. $\pi_k = 14,7$, $T_2^* = 680\text{K}$, $p_2^* = 14,7 \cdot 10^5$ Па.
5. $G_{в} = 86 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. 6. $G_{в} = 83 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. 7. $G_{в} = 66 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$.
8. $G_T = 2,17 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. 9. $G_T = 2,94 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$. 10. $R = 8,92$ кН.
11. $C_{ул} = 99,4 \frac{\text{г}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$.
12. а) $R = 82,7$ кН, $T_3^* = 1215\text{K}$, $p_2^* = 10,3 \cdot 10^5$ Па, $G_T = 2,05 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$,
 $G_{в} = 109 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$; б) $R = 61,1$ кН, $T_3^* = 1260\text{K}$, $p_2^* = 7,9 \cdot 10^5$ Па.
 $G_T = 1,58 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, $C_{в} = 83,1 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$.
13. а) $R = 67,5$ кН, $C_{ул} = 74,6 \frac{\text{г}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$, $T_3^* = 1355\text{K}$;
 $p_2^* = 11,1 \cdot 10^5$ Па, $G_{в} = 79 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$; б) $R = 88,3$ кН, $C_{ул} = 74 \frac{\text{г}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$,
 $T_3^* = 1170\text{K}$, $p_2^* = 13,5 \cdot 10^5$ Па, $G_{в} = 94,1 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

1. Аблянд В. X. Теория газовых турбин реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1965.
2. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М., «Наука», 1969.
3. Бакулев В. И., Марков Н. И. Расчет высотно-скоростных характеристик однокаскадных и двухкаскадных турбореактивных двигателей. М., МАИ, 1971.
4. Борисенко А. И. Газовая динамика двигателей. М., Оборонгиз, 1962.
5. Генкин Э. Л. и др. Расчет высотно-скоростных характеристик авиационных газотурбинных двигателей. Пермь, ППИ, 1969.
6. Говоров А. Н. и др. Теория двигателей летательных аппаратов. Киев, КВИАВУ, 1965.
7. Горбунов Г. М., Солохин Э. Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1967.
8. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. М., Госэнергоиздат, 1961.
9. Дорофеев В. М., Левин В. Я. Испытания воздушно-реактивных двигателей. М., Оборонгиз, 1961.
10. Дорофеев В. М. и др. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок. М., «Машиностроение», 1973.
11. Жирицкий Г. С. и др. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1971.
12. Иноземцев Н. В. Авиационные газотурбинные двигатели. М., Оборонгиз, 1955.
13. Казанджан П. К., Кузнецов А. В. Турбовинтовые двигатели. М., Воениздат, 1961.
14. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М., «Машиностроение», 1969.
15. Клячкин А. Л. Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей. М., «Транспорт», 1967.
16. Кулагин И. И. Теория авиационных двигателей. М., Оборонгиз, 1958.
17. Марков Н. И., Бакулев В. И. Расчет высотно-скоростных характеристик турбореактивных двигателей. М., Оборонгиз, 1960.
18. Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., «Машиностроение», 1969.
19. Маслов В. Г. Выбор параметров и термодинамический расчет авиационных газотурбинных двигателей. Куйбышев, КуАИ, 1970.
20. Нечаев Ю. Н. Входные устройства сверхзвуковых самолетов. М., Воениздат, 1963.
21. Основы проектирования и характеристики газотурбинных двигателей. Под редакцией У. Р. Хауторна. Т. 11. Серия «Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника». М., «Машиностроение», 1964.
22. Реактивные двигатели. Под редакцией О. Е. Ланкастера. Т. 12. Серия «Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника», М., Воениздат, 1962.
23. Стечкин Б. С. и др. Теория реактивных двигателей (Рабочий процесс и характеристики). М., Оборонгиз, 1958.
24. Холщевников К. В. Согласование параметров компрессора и турбины и авиационных газотурбинных двигателях. М., «Машиностроение», 1965.
25. Холщевников К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М., «Машиностроение», 1970.
26. Холщевников К. В. Некоторые вопросы теории и расчеты ТРД. М., Оборонгиз, 1960.
27. Черкез А. Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отключений. М., «Машиностроение», 1965.
28. Шевяков А. Л. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М., «Машиностроение», 1970.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Основные условные обозначения	4
Глава 1. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ ГТД	
1.1. Совместная работа диффузора и компрессора	8
1.2. Совместная работа турбины и сопла	12
1.3. Совместная работа узлов турбокомпрессора	19
1.3.1. Совместная работа камеры сгорания и турбины	20
1.3.2. Совместная работа камеры сгорания и компрессора	22
1.3.3. Совместная работа компрессора и турбины	24
1.4. Совместная работа всех узлов ГТД	29
1.5. Выводы	32
Контрольные вопросы	33
Задачи	34
Глава 2. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ УЗЛОВ ОДНОВАЛЬНОГО ТРД С НЕРЕГУЛИРУЕМЫМИ ПРОХОДНЫМИ СЕЧЕНИЯМИ	
2.1. Линия совместной работы	35
2.2. Подобные режимы работы	41
2.3. Обобщенные характеристики	48
2.4. Влияние параметров рабочего процесса на совместную работу уз- лов и на обобщенные характеристики одновального с осевым компрессором	55
2.5. Выводы	61
Контрольные вопросы	62
Задачи	63
Глава 3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД	
3.1. Термодинамические основы регулирования ГТД	65
3.1.1. Эксплуатационные режимы двигателя	65
3.1.2. Закон и программа регулирования	67
3.1.3. Регулирование ГТД из условия поддержания заданного значения температуры газа перед турбиной на данном режиме	69
3.1.4. Регулирование ТРД с неизменными проходными сечениями по за- кону $n = \text{const}$ на данном режиме	72
3.2. Методы расчета характеристик ТРД	74
3.2.1. Приближенный расчет характеристик	77
3.2.2. Расчет характеристик ТРД по заданным характеристикам его узлов	84
3.2.3. Расчет высотно-скоростных характеристик двигателя по обобщен- ным характеристикам	87
3.3. Характеристики ТРД	90

3.3.1. Дроссельные характеристики турбореактивного двигателя	91
3.3.2. Взлетные характеристики ТРД	93
3.3.3. Высотные характеристики ТРД	98
3.3.4. Скоростные характеристики ТРД	100
3.4. Выводы	104
Контрольные вопросы	105
Задачи	106

Приложения 109

1. Номограмма для определения функции

$$\pi_T \sqrt{1 - \eta_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{0,25}}\right)} = f(\pi_T, \eta_T^*) \quad 111$$

2. Номограмма для определения функции

$$\sqrt{1 + \frac{\pi_K^{0,286} - 1}{\eta_K^*}} = f(\pi_K, \eta_K^*) \quad 112$$

3. Номограмма для расчета линии совместной работы 113
 4. Номограмма для определения относительного расхода топлива ГТД
 5. Таблица стандартной атмосферы 114
 6. Таблицы для расчета процессов сжатия и расширения 116
 7. Таблицы для расчета относительного расхода топлива 123
 8. Таблицы для определения величины $N_u \eta_{ке}$ — $\pi T^* z + \pi T_0$ при расчете относительного расхода топлива 126
 9. Таблица перевода некоторых единиц измерения физических величин из различных систем в международную систему (СИ) 132
 10. Ответы к решению задач 133

Литература 134

Кулагин Виктор Владимирович

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

Учебное пособие

Редактор Н. А. Сидоренко
 Корректор Т. И. Щелокова

Подписано в печать 8/VI 1975 г. ЕО00243. Формат 60×90^{1/16}. Объем 8,5 п. л.
 Тираж 1000 экз. Цена 43 коп. Зак. 370.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный институт имени академика С. П. Королева, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография издательства «Волжская коммуна», г. Куйбышев, пр. Карла Маркса, 201.

Нограмма для определения относительного расхода

топлива ГТД

